CAPSULA



ESPACIAL

Revista digital de astronáutica y espacio

Nº 88 - 2023 www.capsula-espacial.blogspot.com



Iniciativa de Defensa Estratégica (SDI) U.R.S.S.



Inicios

Satélites interceptores



Armas láser

Radares

Estimados lectores

Aquí, la segunda parte de lo que fue la idea de una batalla en el espacio, mas conocida como SDI o Star War, nombre acuñado por Estados Unidos a una guerra, sobre todo espacial que nació en la década de 1980, generando años calientes dentro de la Guerra Fría; aquí veremos las extravagantes ideas de la URSS; muchas derivadas de los primeros años espaciales, y demuestra que por aquellas épocas no escatimaba en gastos en alta tecnología que abarcaban desde armas láser, satélites, misiles anti balísticos y anti satélites, radares de grandes dimensiones, vehículos espaciales, trenes con misiles, entre otras cosas con el objetivo de poder tener superioridad sobre su enemigo; si bien, en muchos casos como el poderoso cohete Energiya, el transbordador Buran, el satélite Skif-D, el sitio de pruebas de Sary Shagan, radares de grandes dimensiones, entre otros, se encuentran abandonados; en otros casos, como algunos misiles, satélites y estaciones de radar, siguen en la actual Federación Rusa como fieles descendientes de una URSS llena de creaciones bélicas propias de la ciencia ficción.

Muchas Gracias

Biagi, Juan

Contacto



https://capsula-espacial.blogspot.com



https://www.instagram.com/capsula_espacial/



r.capsula.espacial@gmail.com

Portada: Láser de grandes dimensiones rebotando en espejos para atacar objetivos terrestres.

Contenido

Historia

Las posibles aplicaciones de las tecnologías de nuevas armas revolucionarias eran de mucho interés en la comunidad científica y de defensa soviética en la década de 1960, la iniciativa en este ámbito procedía sobre todo del Ministerio de la Industria del Radio, que había logrado el desarrollo del programa de misiles antibalísticos (ABM) desde la década de 1950.

Sistema FOBS (Fractional Orbit Bombardment System)

El Sistema FOBS fue uno de los primeros intentos soviéticos de utilizar el espacio para lanzar armas nucleares, un sistema de bombardeo cinético pero con armas nucleares; no tenía límite de alcance, su trayectoria de vuelo no revelaría la ubicación del objetivo y las ojivas podían dirigirse a Estados Unidos sobre el Polo S, evadiendo la detección por el Comando de Defensa Aeroespacial de Estados Unidos (NORAD) o sistemas de alerta temprana que generalmente estaban orientados hacia el N, la altitud máxima rondaría los 150 Km, lo que requeriría de un vehículo de lanzamiento lo suficientemente potente como para ser capaz de poner el arma en órbita

Algunos funcionarios de la URSS comenzaron a expresar su deseo de un arma tipo FOBS en el momento del lanzamiento del Sputnik; a inicios de la década de 1960, la búsqueda de un sistema tipo FOBS sería el siguiente paso dada su creencia de que Estados Unidos ya estaba planeando usar el espacio para lanzar ataques nucleares; el éxito del programa de cápsulas Vostok, hizo que este tipo de arma pareciera más factible.

El ingeniero de cohetes soviético Sergei Korolev fue el responsable del primer diseño de misiles tipo FOBS, el GR-1 (también conocido como SS-X-10 Scrag); Korolev planteó la idea de este misil al primer ministro Khrushchev a principios de 1962, poco después, Khrushchev anunciaría que la Unión Soviética era capaz de utilizar misiles globales que podrían volar sobre los polos N y S en su trayectoria hacia su objetivo, dejando a los sistemas de radar de alerta temprana prácticamente obsoletos y al enemigo sin tiempo para tomar represalias antes del impacto.

Los ingenieros de Korolev primero estimaron que los sistemas de radar de la OTAN detectarían la ojiva del GR-1 solo 2 minutos antes de su llegada; el misil GR-1 debía utilizar en su 1° y 2° etapa los motores NK-9 y el NK-9V, aunque no fueron creados por el equipo de Korolev, el motor retrocohete 8D726 del GR-1 sí lo fue, este motor demostraría ser fundamental para el progreso de los cohetes rusos, específicamente en el desarrollo de la etapa superior Blok-D de cohetes N-1, Proton y Zenit.

El GR-1 (Global Rocket-1) tendría 3 etapas y un peso total de 117 tn; 35,31 m de largo y un diámetro de 2,68 m, podía transportar una ojiva nuclear de 2,2 Mt, y sería propulsado por una mezcla de querosene y Oxígeno líquido (LOX).

Korolev comenzó a trabajar extraoficialmente en el misil el 15-03-1962, el borrador del proyecto para el GR-1 se completó en 1962; se había construido una maqueta y se habían enviado los dibujos al taller de producción cuando se emitió una resolución oficial el 24-09-1962; donde se programarían vuelos de prueba para comienzos de 1963, el desarrollo adicional del misil GR-1 se detuvo en 1964 debido a retrasos en los motores, un destino que se volvió permanente para todos los diseños FOBS, dando lugar al misil orbital R-36; luego del acuerdo SALT II de 1979, e incluso antes, en 1972, el Tratado sobre Misiles Antibalísticos eliminaría la razón principal de tal arma.

El ingeniero de misiles Vladimir Chelomey propuso dos diseños de misiles del tipo FOBS, el UR-200A, derivado del misil ICBM UR-200 y el denominado GR-2, construido a partir de del prototipo de ICBM UR-500 y tenía un rendimiento explosivo mucho mayor de 30 Mt; el diseño del misil UR-200A finalmente fue seleccionado para un mayor desarrollo sobre el misil GR-2, debía utilizar los motores RD-0202 y RD-0205 para su 1° y 2° etapas respectivamente y estar equipado con una ojiva aerobalística AB-200; a diferencia del misil GR-1, el misil UR-200 y sus derivados utilizaron combustibles líquidos almacenables (hipergólicos); V. Chelomey y sus ingenieros recibieron la autorización de desarrollo para el misil UR-200 el 16-03-1961, comenzando luego a trabajar en la variante UR-200A.

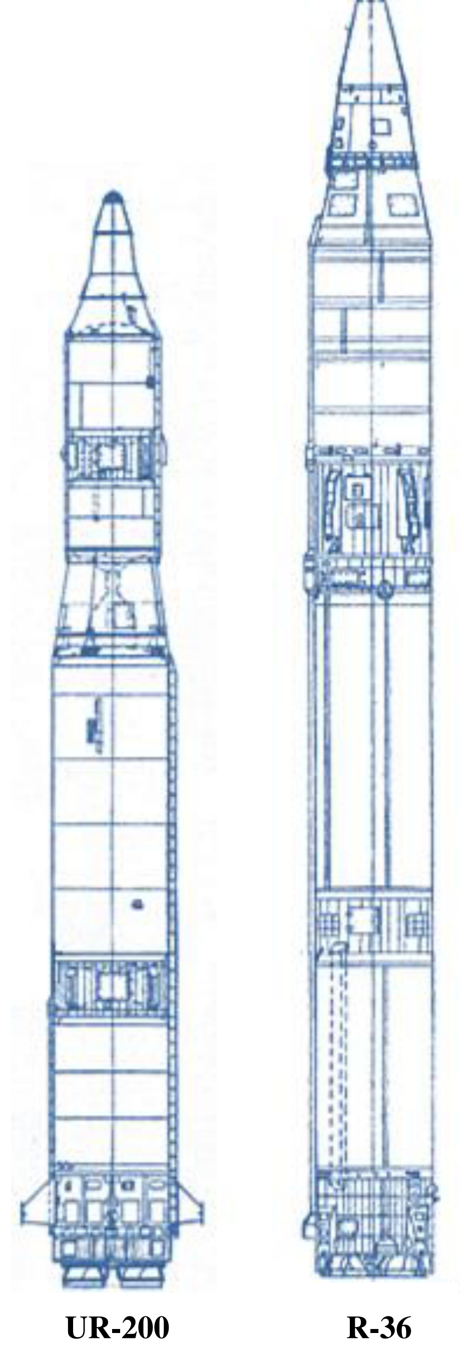
El segundo de los otros dos proyectos provino del diseñador de misiles soviético Mikhail Yangel, su propuesta fue el misil R-36O, cuyo desarrollo sería aprobado por funcionarios soviéticos el 16-04-1962.

Yangel utilizaría un ICBM de diseño propio, el misil R-36, como base para el R-36O, tenía 3 etapas, utilizando el motor RD-251 en su 1° etapa y el motor RD-252 en su 2° etapa; la 3° etapa estaba relacionada con el proceso de salida de órbita, así como con la guía y el lanzamiento de la ojiva (los soviéticos se refirieron a este sistema como OGCh).

Un sistema de puntería dentro del OGCh verificaría y rectificaría los problemas de trayectoria en relación con la ubicación del objetivo deseado mediante el uso de varios instrumentos (un radioaltímetro era utilizado junto con un sistema de navegación inercial).

El sistema de puntería haría sus comprobaciones directamente después de que el misil entrara en órbita e inmediatamente antes de la ignición de la 3° etapa; la salida de órbita sería inducida por el retrocohete del misil, el motor RD-854, haciendo que la ojiva tomara un camino balístico hacia su objetivo.

La ojiva, el retrocohete y el sistema de guía estaban contenidos dentro del módulo OGCh, una serie de toberas en el RD-854 permitirían maniobras aéreas del OGCh, otras toberas facilitarían la separación de la ojiva del resto del OGCh, lo que lo levaba a un camino balístico hacia el objetivo.



UR-200 **R-36**

El misil R-36O tenía 32,60 m de longitud, 3 m de diámetro y un peso total de lanzamiento de 180 tn; la ojiva 8F-021 tenía un rendimiento explosivo de entre 5/20 Mt.

Estados Unidos consideró crear armas de bombardeo orbital, pero concluyó en 1963 que ofrecía pocas ventajas sobre el misil ICBM; cuando se comenzó a sospechar en 1962 que la URSS desarrollaría un sistema similar al FOBS, concluyeron que buscaba en el arma razones políticas y no capacidades militarmente significativas.

OGCH (Orbital'noy Golovnoy Chasti)

Intento de crear una ojiva orbital para eludir los radares de alerta temprana de misiles balísticos de Estados Unidos, constaba de un vehículo de reentrada cónico y una etapa de maniobra que orientaba la nave espacial en órbita y determinaba de forma autónoma cuándo realizar la maniobra de frenado para sacar el vehículo de reentrada de la órbita; incluía un sistema de navegación inercial y un altímetro radar que medía la altitud de la órbita y determinaba cuándo realizar la maniobra de frenado.

El motor del retrocohete era un motor de cámara única RD-854, con 4 toberas a los lados del motor principal que utilizaban gases de escape del motor principal y proporcionaban capacidad de dirección, 4 toberas adicionales ubicadas tangencialmente proporcionaban capacidad de guiñada y un cartucho de combustible sólido hacía girar el conjunto de turbina del motor de frenado de propulsor líquido.

Aunque un vuelo orbital reducía la masa de la carga útil y reducía la precisión en comparación con los misiles ICBM, se consideraba una ventaja tener armas nucleares que podían atacar cualquier objetivo desde todas las direcciones; originalmente iba a ser lanzado por el misil GR-1, pero fue rediseñado para el misil R-36-O; después de varias pruebas suborbitales, la URSS voló varias veces en órbitas fraccionadas, es decir, se alcanzó la velocidad orbital, pero el vehículo fue desorbitado antes de completar una órbita. Las ojivas impactaron en el polígono de misiles Kapustin Yar, la ojiva OGCh tenía una vida útil garantizada de almacenamiento de combustible de 7,5 años y un tiempo de reacción de 5 min.

Lanzamientos

Satélite, Fecha, Lugar de lanzamiento, Vehículo portador

OGCh-1, 16-12-1965, Baikonur LC-67/21, R-36O
OGCh-2, 05-02-1966, “ LC-67/21, R-36O
OGCh-3, 16-03-1966, “ LC-67/21, R-36O (explotó al cargar combustible)
OGCh-4, 19-05-1966, “ LC-67/22, R-36O
OGCh-5, 17-09-1966, “ LC-162/36, R-36O
OGCh-6, 02-11-1966, “ LC-162/36, R-36O
Cosmos 139 (OGCh-7), 25-01-1967, Baikonur LC-162/36, R-36O
Cosmos 151 (OGCh-8), 22-03-1967, “ LC-161/35, R-36O
Cosmos 160 (OGCh-9), 17-05-1967, “ LC-161/35, R-36O
Cosmos 169 (OGCh-10), 17-07-1967, “ LC-162/36, R-36O
Cosmos 170 (OGCh-11), 31-07-1967, “ LC-161/35, R-36O
Cosmos 171 (OGCh-12), 08-08-1967, “ LC-162/36, R-36O
Cosmos 178 (OGCh-13), 19-09-1967, “ LC-161/35, R-36O
Cosmos 179 (OGCh-14), 22-09-1967, “ LC-162/36, R-36O
Cosmos 183 (OGCh-15), 18-10-1967, “ LC-161/35, R-36O
Cosmos 187 (OGCh-16), 28-10-1967, “ LC-162/36, R-36O
Cosmos 218 (OGCh-17), 25-04-1968, “ LC-162/36, R-36O
Cosmos 244 (OGCh-20), 02-10-1968, “ LC-161/35, R-36O
Cosmos 298 (OGCh-21), 15-09-1969, “ LC-191/66, R-36O
Cosmos 354 (OGCh-22), 28-07-1970, “ LC-191/66, R-36O
Cosmos 365 (OGCh-23), 25-09-1970, “ LC-191/66, R-36O
Cosmos 433 (OGCh-24), 08-08-1971, “ LC-191/66, R-36O





En 1965, los militares soviéticos trabajaron para seleccionar uno de los tres proyectos FOBS, el misil R-36O sería el elegido por ser el mayor desarrollado sobre los demás, el razonamiento detrás del proceso de selección del diseño FOBS soviético sigue sin estar claro, ya que ninguno de los tres misiles propuestos se había sometido a un vuelo de prueba antes de la selección del misil R-36O; aun así, hay algunas explicaciones de por qué se eligió el R-36O en vez de los proyectos GR-1 y UR-200A de la competencia que efectivamente los sacaron de la contienda.

Una diferencia contra el misil GR-1 era que usaba un propulsor criogénico, haciéndolo un mal candidato para el almacenamiento operativo en un silo como deseaba el ejército soviético; otros factores negativos incluían que el retrocohete 8D726 del misil GR-1 demostraba una propensión a fallar en sus pruebas iniciales y, como motivo de preocupación aún mayor, el problemático misil ICBM R-9A, era bastante similar al GR-1 en la construcción; por lo tanto, se alentó a los líderes militares a buscar en otra parte un progreso más inmediato.

Los analistas soviéticos cuestionaron la capacidad del misil GR-1 para contrarrestar los sistemas ICBM de Estados Unidos, y su largo proceso de abastecimiento de combustible, también hubo retrasos significativos asociados con la producción del motor NK-9; bajo el peso de estos problemas, el proyecto del misil GR-1, en 1965 fue abandonado.

El proyecto UR-200A de Chelomey perdió mucho apoyo después de que Jruschov, su aliado político más importante, fuera derrocado en 1964; las autoridades militares bajo la administración de Brezhnev rápidamente consideraron al misil R-36O una mejor opción para un mayor desarrollo del sistema FOBS; habiendo perdido la capacidad de aprovechar la influencia del primer ministro soviético, Chelomey finalmente no lograría asegurar la supervivencia del misil UR-200A, y su desarrollo llegaría a su fin en 1965.

En el Cosmódromo de Baikonur, la URSS probaría y desplegaría el misil R-36O; inicialmente se construiría una estación de prueba y montaje horizontal para el desarrollo del misil; durante 1965, se modificarían dos plataformas de prueba del misil R-36 para que funcionaran con el R-36O; el primer vuelo de prueba fue el 16-12-1965, pero al haber funcionado mal el instrumento de estabilización, erró al área de impacto por un amplio margen la segunda prueba sería el 05-02-1966 y también fracasó debido a un problema con el retrocohete; la tercer prueba tuvo lugar el 16-03-1966, el combustible se derramó sobre la plataforma durante el abastecimiento de combustible debido a una falta de comunicación y el misil fue destruido por el fuego; se tuvo cierto éxito con la cuarta prueba el 20-05-1966, pero la carga útil no se separó del sistema de guía del misil; luego se construyeron silos capaces de lanzar al misil R-36O; los que estaban construidos en la misma zona se colocaron a una distancia de 10 a 15 Km entre sí para evitar la posibilidad de que un solo ataque nuclear destruyera múltiples silos; las dos primeras pruebas realizadas desde silos terminaron con la destrucción intencional (a través de la función de autodestrucción) porque el motor de la 2° etapa se activaba accidentalmente durante demasiado tiempo, enviando la carga útil a una órbita no planificada, los sistemas de radar de la OTAN detectaron la gran cantidad de restos resultante (en una prueba, pequeñas piezas del misil cayeron sobre el medio O de Estados Unidos).

En 1967, la URSS realizó 10 pruebas más del misil R-36O, 9 de las cuales tuvieron cierto nivel de éxito, y usaba declaraciones públicas sobre pruebas de lanzamiento de satélites para cubrir los lanzamientos de prueba del misil R-36O que tuviera la intención de poner su carga útil en órbita durante un período de tiempo.

Después de la prueba N° 20, se designó al misil R-36O como operativo y comenzaría su despliegue en tres grupos de 6; para 1971 se encontraban en servicio en Kazajstán 18 silos de misiles R-36O; sin embargo el misil no sería equipado con una carga nuclear hasta 1972.


Misil R-36O

Los lanzamientos de prueba del R-36O de la Unión Soviética entre 1966 y 1967 persuadieron a la CIA de que Moscú se tomaba más en serio las aplicaciones militares (incluso hasta 1968, antes de que la URSS declarara que el misil, R-36O estaba operativo, no quedaría claro para la CIA si las pruebas que habían observado involucraban un FOBS o un ICBM).

Originalmente se planearon 19 lanzamientos del misil R-36O, 24 se llevaron a cabo en 1971; los 4 lanzamientos iniciales debían comenzar desde una plataforma de prueba en tierra y luego volar hacia la península de Kamchatka las demás pruebas requerían que el misil R-36O fuera lanzado desde un silo a órbita, donde luego se ejecutaría su proceso de desorbitado de la 3° etapa sobre el Océano Pacífico; la carga útil del misil sería retro disparada hacia territorio soviético; 6 de las pruebas fracasaron, mientras que las otras lograron un éxito total o parcial (antes de los primeros lanzamientos, la Unión Soviética declaró que se estaba probando un sistema de aterrizaje de vehículos espaciales sobre el Pacífico).

La Unión Soviética identificaría una serie de ventajas estratégicas del FOBS, el sistema otorgaba un alcance de ataque ilimitado con un arma nuclear, permitía realizar un ataque desde cualquier dirección, podría lanzar un ataque contra Estados Unidos utilizando una ruta de vuelo del Polo N o del Polo S e incluso ejecutar ambos planes de ataque simultáneamente; el sistema proporcionó una forma de evadir los sistemas de radar de alerta temprana, como los sistemas de radar de defensa antimisiles de Estados Unidos en la época del desarrollo inicial del Sistema FOBS era el Sistema de Alerta Temprana de Misiles Balísticos (BMEWS) que estaba orientado a detectar misiles balísticos provenientes de la ruta del Polo N (las estaciones se ubicaban en Alaska, Groenlandia y Reino Unido), por lo que no detectaría un ataque volando a lo largo de una ruta orbital desde el S.

Los misiles FOBS podían volar relativamente cerca de la superficie terrestre; tener un perigeo de menos de 160 Km, con un apogeo de 200 Km; los sistemas de radar BMEWS serían configurados para detectar misiles ICBM que volaban a muy grandes alturas (1500 Km), no misiles de baja altitud como los del Sistema FOBS; la Unión Soviética sintió que atacar con un FOBS privaría a Estados Unidos del tiempo de advertencia que los misiles ICBM probablemente darían, tiempo que podría usarse para montar un ataque de represalia.

El sistema ocultaba la ubicación del objetivo hasta que la carga útil saliera de órbita, teóricamente, el FOBS era capaz de permanecer en el espacio durante varias órbitas debido a su trayectoria excepcionalmente baja, pero podía separar su ojiva del vehículo FOBS en cualquier punto de la órbita; la duración del vuelo sería más corta que la de un ICBM (suponiendo que no se tomara una ruta indirecta con el fin de evadir el radar).

La URSS supuso que el FOBS sería capaz de superar los sistemas de misiles antibalísticos (ABM) de Estados Unidos, y sería en realidad el objetivo principal del Sistema FOBS desde su origen; por un lado, el sistema FOBS sería visto como una herramienta que podría aumentar la efectividad de un ataque ICBM soviético eliminando primero algunas de las salvaguardas del enemigo como los sistemas ABM; con la idea de que un misil FOBS no podía ser destruido por un sistema ABM, se deducía que podría usarse solo para llevar a cabo un ataque nuclear.

En 1967, los funcionarios estadounidenses indicaron que podían desarrollar misiles ABM para contrarrestar el sistema FOBS, lo que implicaba que, de hecho, era capaz de superar los sistemas ABM de Estados Unidos en ese momento y con anterioridad; su carga nuclear se redujo drásticamente en relación con la de un ICBM debido al alto nivel de energía necesario para poner el arma en órbita, y requería de un sistema ablativo más robusto, debido a la reentrada a alta velocidades; el sistema FOBS demostró en la serie de pruebas de vuelo del misil R-36O que ocurrieron entre 1965 y 1971 que sería menos preciso que un misil ICBM.

Hubo varios factores que determinaron el fin del sistema, el FOBS no podía superar los desarrollos posteriores del sistema de radar de alerta temprana realizados por Estados Unidos, especialmente aquellos que llegaron en forma de despliegues de radares basados en el espacio; Estados Unidos estableció sistemas de detección de misiles de este tipo a principios de la década de 1970; el FOBS se creó para contrarrestar sistemas terrestres relativamente simples como el BMEWS (no la red de radar más expansiva que lo siguió) perdiendo una de sus capacidades principales solo varios años después de su despliegue, un ataque FOBS ya no tenía una probabilidad adecuada de pasar desapercibido.

Se descubrió que un uso principal adicional del Sistema FOBS, y su capacidad para contrarrestar un sistema ABM de Estados Unidos, era innecesario a medida que pasaba el tiempo; contrariamente a las proyecciones soviéticas, Estados Unidos nunca construyó un gran sistema ABM con el propósito de defenderse de un ataque con ICBM, el único sistema ABM significativo construido sería el denominado Safeguard (inicialmente llamado Sentinel) que fue cerrado en 1976 y estaba principalmente orientado a China, y habría sido prácticamente inútil frente a cualquier cosa más allá de un ataque nuclear soviético limitado, independientemente del Sistema FOBS.

El Tratado del Espacio Exterior de 1967 establecía que "las Partes en el Tratado se comprometen a no colocar en órbita alrededor de la Tierra ningún objeto que transporte armas nucleares o cualquier otro tipo de armas de destrucción masiva, instalar tales armas en cuerpos celestes o estacionar tales armas en el espacio ultraterrestre de cualquier otra manera"; pero el Sistema FOBS no violaba el tratado, porque no entraba en una órbita completa, solo ejecutaba una fracción de la misma; lo único que impedía que la carga útil completara una revolución alrededor de la Tierra (y, por lo tanto, literalmente se volviera orbital y violara el tratado) sería el disparo del retrocohete del sistema; sin embargo ninguno de los misiles R-36O lanzados de prueba estarían equipados con una ojiva nuclear, incluso si fuera el caso de que los lanzamientos fueran orbitales, no habrían roto el tratado.

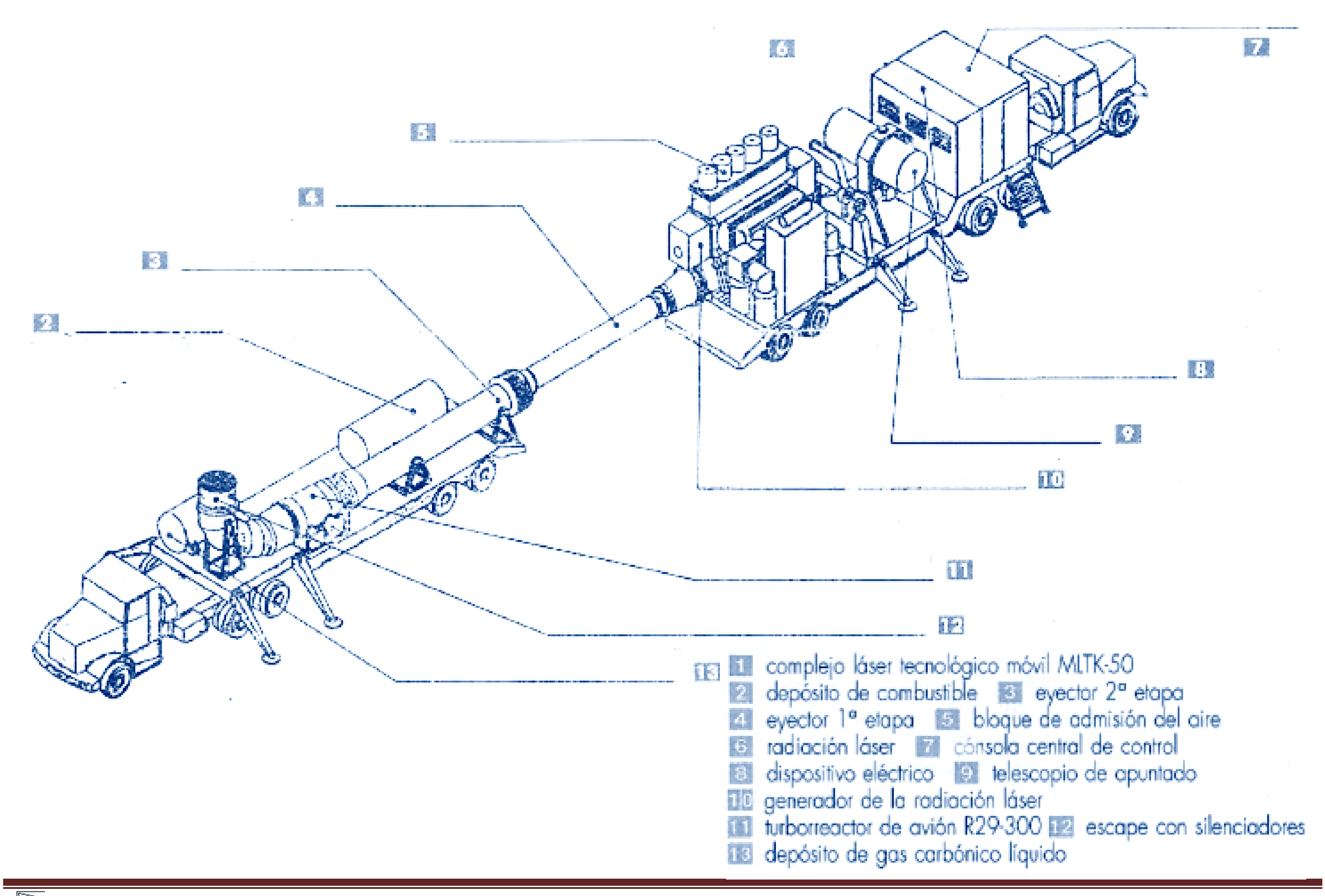
A diferencia del Tratado del Espacio Exterior, el acuerdo SALT II de 1979 prohibió explícitamente la búsqueda y el despliegue del sistema FOBS; cada parte se comprometía a no desarrollar, probar o desplegar sistemas para poner en órbita terrestre armas nucleares o cualquier otro tipo de armas de destrucción masiva, incluidos misiles orbitales fraccionados.

El acuerdo SALT II nunca fue ratificado por Estados Unidos, pero la Unión Soviética finalmente cumplió con sus términos, comenzó a desmantelar el despliegue del Sistema FOBS en 1982, y el misil R-36O fue retirado del servicio en 1983, el acuerdo también estipulaba que 12 de los 18 silos lanzadores FOBS en Kazajstán debían ser desmontados y nunca reemplazados; esto estaba destinado a suceder dentro de un período de 8 meses después de la ratificación del tratado; los términos permitieron a la URSS modificar los 6 lanzadores restantes para adaptarse a los propósitos de prueba de modernización de misiles.

Paralelamente, a principios de 1970 se llevarían a cabo una serie de discusiones sobre la cuestión de las armas espaciales entre los representantes de la Academia de Ciencias, institutos militares de investigación científica, institutos de diseño industrial y el Estado Mayor Soviético.

El consenso que surgió fue que un programa debía llevarse a cabo en dos fases; la Fase-1 representaba un concepto avanzado y desarrollo de tecnología, incluyendo armas de energía dirigida, armas electro-magnéticas, nuevas tecnologías de ojivas para los misiles balísticos (ICBM), tecnología de misiles anti balísticos (ABM) y plataformas espaciales para aplicaciones de estas armas; la Fase-1 tendría por objeto facilitar la transición de estas tecnologías en la fase de desarrollo de ingeniería de fabricación.

La Fase-1 comenzaría en 1976, aunque el trabajo ya estaba en marcha en la investigación básica de muchas de las nuevas tecnologías de energía dirigida; programa que no fue apoyado por unanimidad, y fue opuesto por algunos sectores de la defensa y las comunidades industriales porque se lo consideraba una pérdida de dinero y sería mejor dirigirlo a armas convencionales, un esfuerzo de investigación relacionada con la Fase-1 se inició en OKB Kometa que desarrolló el primer sistema anti-satélite (ASAT) de la URSS y se le dio la tarea de proponer un sistema que pudiera destruir 10000 vehículos de reentrada y misiles de crucero con una probabilidad del 99,8%; OKB Kometa llegó a la conclusión de que por razones tecnológicas, como económicas, dicho sistema no era práctico; sin embargo, la Fase-1 seguía siendo financiada con gran parte del esfuerzo que se dedicada a las misiones ASAT en lugar de defensa de misiles balísticos (BMD); a pesar de la falta de progresos satisfactorios en muchas de estas tecnologías, el programa adquirió una nueva importancia en la década de 1980 cuando se anunció el inicio de la Iniciativa de Defensa Estratégica (SDI); las preocupaciones asociadas a la militarización del espacio en relación con el desarrollo del transbordador espacial (STS) en Estados Unidos, llevó a pensar en el Estado Mayor Soviético que Estados Unidos podría desplegar una completa gama de sistemas espaciales capaz, de atacar objetivos soviéticos en tierra, mar y aire; el Ministerio de Defensa soviético estaba convencido de que la orientación principal del STS era militar en lugar de misiones científicas; como resultado, en 1983, se ordena la transición del programa a la Fase-2, ampliando su intención original de incluir sistemas de ataque basados en el espacio y se propondría una respuesta a la SDI, perfeccionando el sistema de alerta de los lanzamientos de misiles, reforzando sistemas antimisiles y sistemas de intercepción/destrucción de satélites enemigos, también aumentaría el número de misiles y mejoraría su capacidad de franquear las defensas enemigas; la empresa Astrofizika disponía de tales medios, que entre otras cosas recibió la misión de concebir un arma láser para el campo de batalla, montado en vehículos.



<u>Centros de investigación</u>

<u>Oficina Central de Diseño (TsKB Luch)</u>

Un centro de trabajo sobre las armas láser soviética fue la Oficina Central de Diseño (TsKB Luch); fundada en 1965, como el principal desarrollador de sistemas automatizados de control y diagnóstico de fallas para misiles aire-aire, actuadores y motores de guía para misiles guiados; hacia 1970 la Oficina de Diseño Luch se reorganizó en NPO-Astrofizika, incluyendo a la Oficina de Láser de Alta Energía Granat; NPO-Astrofizika fue responsable tanto de las armas láser estratégicas, así como armas tácticas láser en los aviones, vehículos blindados y barcos; entre 1969 a 1989 controlaría una porción muy importante del presupuesto soviético derivado a las armas de energía dirigida; NPO-Astrofizika construyó un prototipo de láser de electrones libres en Storozhevaya; un láser de 1 MW de gas en y colaboró en un complejo láser de defensa aérea en Sary-Shagan, Kazajstán, en la mayoría de estos sistemas se examinaba el posible papel anti-satélite para las armas de energía dirigida.

<u>Vympel-OKB</u>

El otro centro importante para el desarrollo de armas láser fue Vympel-OKB, originalmente parte de KB-1 hasta la década de 1960 y fue centro principal de la Unión Soviética para la investigación de misiles antibalísticos, este centro estuvo involucrado principalmente en las armas láser basadas en tierra y en los intentos de desarrollar un arma de energía dirigida de UHF; en 1969, comenzó a trabajar en el programa Terra-3, encaminado a examinar el potencial de armas de rayos láser de alta energía contra los misiles balísticos y vehículos de reentrada, por lo que en 1970 fue colocado por Vympel-OKB un sistema láser experimental en el Sitio de Pruebas Sary-Shagan.

NPO-Astrofizika, Vympel-OKB, con el apoyo de una amplia gama de institutos de investigación más pequeños, como el Instituto de Investigación Científica de Procesos Térmicos desarrollaron los láseres de gas de alta energía dinámica para aplicaciones basadas en el espacio, y con el Instituto de Investigación Científica de Instrumentación de Radio, estaban desarrollando armas de plasma.

Gran parte del trabajo de investigación avanzada se llevó a cabo por instituciones científicas, incluyendo la Academia de Ciencias del Instituto de Física, el Instituto de Ingeniería Eléctrica y Física, y el Instituto Nacional de Óptica.

<u>NPO-Energiya</u>

El Centro de Desarrollo Espacial Energiya se encargó en 1976 de desarrollar plataformas basadas en el espacio para los nuevos armamentos, co-coordinó los esfuerzos de diseño de armas de otros centros para asegurarse de que fueran compatibles en los sistemas basados en el espacio.

En contraste con el programa SDI, orientado principalmente hacia la destrucción de vehículos de reentrada en la fase de lanzamiento, el programa Energiya tenía una gama mucho más amplia de misiones militares, impulsada en parte por la evaluación soviética de la naturaleza militar del STS como una nave espacial de combate. No está claro si esta percepción soviética se debió a una evaluación errónea de las intenciones reales de Estados Unidos para el STS, o si este punto de vista fue consciente por parte del Ministerio de Defensa soviético para ganar apoyo para sus sistemas espaciales, en cualquier caso, el Ministerio de Defensa siguió siendo el principal respaldo de los esfuerzos del STS-Buran (a pesar de las reservas dentro de la comunidad espacial rusa civil, que temían que el STS-Buran utilizaría gran parte del presupuesto espacial civil).

Armas láser

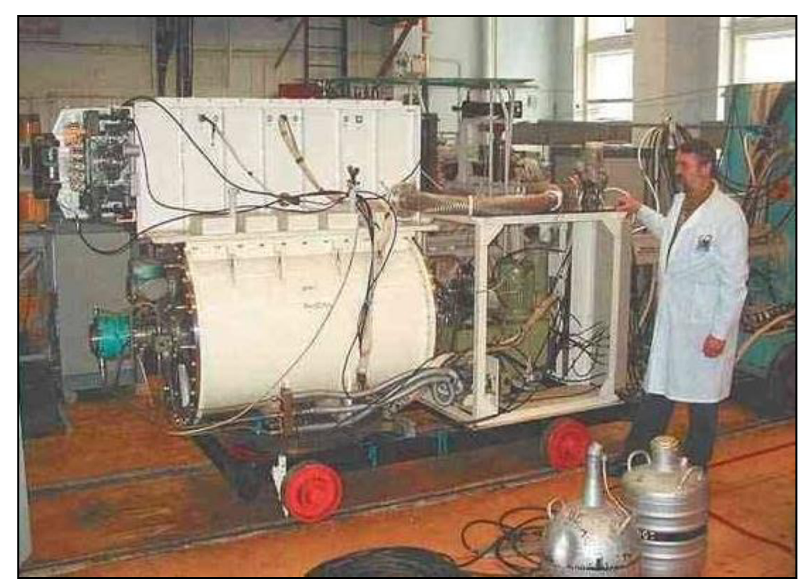
La creación de los láseres de potencia destinados a estas aplicaciones se confió, en primer lugar a la oficina de estudios experimentales Granat, que asumió también la dirección del programa Terra-3; en NPO-Astrofizika fueron desarrolladas las técnicas que permitirían apuntar la radiación láser sobre el objetivo y mantener la dirección de un láser montado sobre una plataforma sometida a vibraciones en una posición espacial determinada, se diseñaron láseres de autofocalización de la radiación que sólo emitían cuando apuntaban al blanco, también sistemas de regulación térmica de las alimentaciones de potencia, así como piezas de óptica adaptativa que permitían focalizar el haz sobre el blanco, espejos adaptativos multielementos, entre otros.

En el Ministerio de Industria de la Defensa, que controlaba la industria óptica, la mayoría de los organismos de investigación estaban integrados en el programa de armas láser; en el Instituto Estatal de Óptica, en Leningrado, el anuncio del presidente de Estados Unidos en 1983 sobre la SDI, aceleró las investigaciones; como uno de los principales problemas que había que resolver para desarrollar armas láser era el de minimizar la divergencia del haz, los investigadores pusieron a punto una serie de procedimientos que permitieron acercarse al valor límite de divergencia impuesto por las leyes de la difracción; se trataba de mejorar la homogeneidad y las cualidades ópticas del medio que produce la radiación láser; para limitar la divergencia, se continuó también con el desarrollo de piezas de óptica adaptativa y se desarrollaron, sobre esta base, láseres de gran potencia, también se estudiaron los efectos de la radiación láser en diferentes blancos, trabajos que se realizaron en un complejo de investigación láser secreto, filial del Instituto Estatal de Óptica, bajo el impulso del Ministerio de Industria de la Defensa, en 1983, se colocó allí un banco de pruebas que permitía probar sistemas láser utilizando técnicas de óptica no lineal para asegurar la propagación del rayo láser hasta grandes distancias; la distancia real en el banco de pruebas era de 700 m, pero diferentes dispositivos permitieron simular la propagación hasta unos 100 Km.

Los ingenieros desarrollaron asimismo un procedimiento de fabricación de espejos ultraligeros de Berilio de más de 1 m de diámetro que pesaban 70 Kg y que se probarían en el espacio; estos organismos no eran los únicos en los que se hacían esfuerzos dirigidos a diseñar armas láser, el Ministerio de Construcción de Mecánica Media, encargado exclusivamente de lo nuclear, encargó trabajos sobre láseres militares a la filial del Instituto de Energía Atómica Kurchatov.

En Arzamas-16, importante centro de concepción de las primeras armas nucleares, se idearon generadores magnetoexplosivos para producir campos magnéticos intensos a partir de la explosión de cargas convencionales, e incluso nucleares; de este modo se obtuvieron, al principio de la década de 1990, campos magnéticos próximos a los 2000 Tesla, demostrando que un arma nuclear produciría grandes campos magnéticos que servirían para acelerar las partículas cargadas de armas de haces de partículas, haces intensos de microondas o bombear láseres potentes; Pavlovski, especialista en aceleradores lineales de inducción, emprendió el estudio de viabilidad de las armas de haces de partículas, y fue quien diseñó el equipamiento para bombear láseres de electrones libres que parecían particularmente prometedores para concebir armas, y desarrolló diferentes tipos de láseres; experimentó en el polígono de Semipalatinsk un láser químico de fluoruro de Hidrógeno bombeado directamente por la radiación γ de una explosión nuclear; también examinó la viabilidad del láser de rayos-X como réplica a los trabajos realizados en Estados Unidos.

El Instituto de Investigación Astrofizika tenía la ambición de convertirse en un lugar privilegiado de fabricación de armas láser; se especializó primero en el diseño de reactores nucleares espaciales, diseñó el reactor del generador de energía Topaz 2; puso a punto nuevos métodos de fabricación de espejos para los láser, con y sin sistema de refrigeración; y emprendió la fabricación de un láser de potencia en el marco de los trabajos sobre la SDI; también realizó prototipos de láser de bombeo nuclear.



Por su duración de vida muy larga, el láser de bombeo nuclear parecía muy atractivo para desarrollar un arma en órbita, los trabajos se realizaron en Obninsk, Chelyabinsk y sobre todo en Arzamas-16, con un reactor homogéneo de neutrones rápidos (Uranio-grafito) único en el mundo, denominado BIGR, experimentado a mediados de la década de 1980, este reactor proporcionó impulsos que alcanzaban 300 MJ, y permitió probar los elementos de un láser de bombeo nuclear en el dispositivo experimental LM-4, siendo el objetivo alcanzar una potencia láser de varias decenas de kW durante varios segundos.

En 1972 nacía un proyecto ambicioso de arma láser bajo la dirección técnica de la empresa Almaz, en el que participaría el Instituto Central de Motores de Aviones; se iniciaron trabajos sobre láseres de gas dinámico y sus equipamientos de producción de energía, bajo la dirección de Oleg Favorsky, al año siguiente, éste fue nombrado constructor principal de la Oficina de Estudios de Motores de Aviones Soyuz, y cooperó con el Instituto Central de Motores de Aviones, con el objetivo de adaptar el turborreactor R29-300, que equipa al Mig 23, para proporcionar energía a los láseres del Instituto Kurchatov.

En 1986, el académico Vsevolod Avduevsky y su equipo estudiaron el diseño de láseres químicos con flujo subsónico y supersónico del medio activo, e incluso de detonación, así como los efectos de una potente radiación láser sobre los metales; trabajaba en la utilización de láser LIDAR para observar objetos espaciales a través de una atmósfera turbulenta, también examinaron las perspectivas de armas que ya no se basarían en los láseres, sino en los efectos destructivos de haces de electrones de energía suficiente para acercarse a la velocidad de la luz.

La cooperación de estos diferentes organismos condujo finalmente a la realización de un prototipo de arma láser en un avión An-124 que utilizaba el querosene del avión como carburante, las pruebas de esta arma terminaron en 1987, no sin haber tenido un grave accidente en el que el avión portador se incendió antes de emprender el vuelo.

Los institutos de investigación especializados en el campo de las pólvoras y explosivos se asociaron a los trabajos sobre las armas láser, más allá de los trabajos sobre los láseres de explosión, de uso único, realizados en Arzamas-16, en el Instituto Lebedev, el Instituto Central de Química y Mecánica, trabajó en un arma láser de Iodo-Oxígeno (y flúor-Oxígeno), pero fue sobre todo en la empresa científica e industrial Soyuz, donde se realizaron trabajos originales sobre la transformación directa en radiación láser de la energía producida por la combustión de un propergol sólido.

En 1982-1984, se creó un instituto secreto de investigación en el que se emprendió un programa de inyección de haces de electrones relativistas en la atmósfera, se trataba de estudiar la viabilidad de armas de haces de partículas; sin embargo las distancias de propagación obtenidas eran muy pequeñas, y los trabajos se detuvieron en 1989.

Programa Láser Terra-3

Laboratorio de Láser Fotodisociado (PDL)

La idea de utilizar un láser de alta energía para impactar misiles balísticos durante la etapa final fue formulada en 1964; en 1965, por el director científico del Instituto de Investigación VNIIEF, el subdirector de Trabajos Científicos del Gobierno de la India (FIAN) y el diseñador jefe de la Oficina de Diseño de Vympel, que enviaron una nota al Comité Central del Partido Comunista donde hablaba de la posibilidad de destruir misiles balísticos mediante radiación láser; la propuesta sería aprobada en 1966 y el programa de trabajo para la creación de un sistema de disparo láser para tareas de defensa antimisiles que sería preparado conjuntamente.

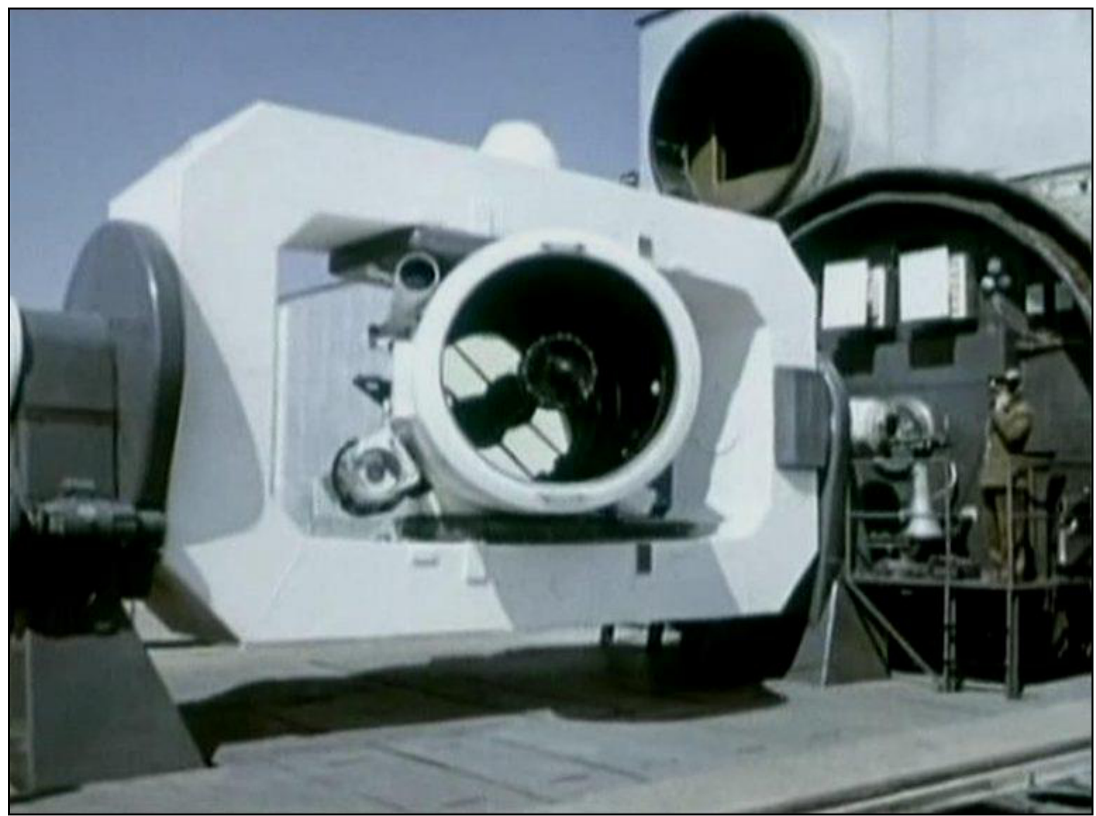
Las propuestas se basarían en el estudio de un Láser de Fotodisociación de Alta Energía (FDL) sobre yoduros orgánicos y la propuesta del VNIIEF era la de bombear al láser con una fuerte onda de choque generada en un gas inerte por una explosión; al trabajo también se la sumaría el Instituto Estatal de Óptica (GOI); el programa se denominó Terra-3 y preveía la creación de láseres con energías superiores a 1 MJ, así como la creación, a partir de ellos, del complejo láser científico-experimental 5H76 en el polígono de pruebas de Balkhash, en el que las ideas del sistema láser para la defensa antimisiles debían probarse en condiciones naturales.

El primer Laboratorio de Láser Fotodisociado (FDL) fue creado en 1964, por J. W. Casper y G. S. Pimentel, debido a que el análisis mostró que la creación de un láser de rubí superpoderoso bombeado desde una lámpara de destello era imposible, en 1965, N. G. Basov y O. N. Krokhin (FIAN) propusieron desarrollar un programa para la creación de un láser FDL basado en la idea de utilizar radiación óptica de alta potencia como fuente de radiación y en el gas Xenón como fuente de energía de la radiación de un frente de choque; también se suponía que el misil balístico resultaría dañado debido al efecto reactivo de la rápida evaporación bajo influencia de un láser en una parte del proyectil (basado en la idea física formulada por Rautian y Sobelman en 1961 que demostrarían mediante teorías que sería posible producir átomos o moléculas excitados mediante la fotodisociación de moléculas más complejas cuando se irradiaran con un flujo de luz potente (no láser).

Los primeros experimentos con un láser PDL explosivo serían realizados entre 1965 y 1967 dando resultados muy alentadores, a finales de 1969 el VNIIEF, con la participación de científicos del FIAN y el GOI desarrollaron y ensamblaron el láser FDL con el que se probó una gran energía de pulso, el equipo de la Oficina de Diseño Especializado se separó de Vympel, sobre la base del cual se formaría Luch (más tarde Astrofízica), a quien se le confió la implementación del Programa Terra-3.

El Programa Terra-3 incluiría investigación fundamental en el campo de la física láser; desarrollo de tecnología láser; desarrollo y prueba de grandes máquinas láser experimentales; estudio de la propagación de la radiación láser de alta potencia en la atmósfera (teoría y experimento); estudios de la interacción de la radiación láser de alta potencia con materiales y determinación de la vulnerabilidad del equipo militar; investigación sobre óptica láser y materiales ópticos y desarrollo de tecnología óptica de potencia; trabajos en el campo de la localización láser; desarrollo de métodos y tecnología de guía por rayos láser; creación y construcción de nuevos institutos y empresas científicas, de diseño, producción y pruebas; el trabajo en el programa Terra-3 se desarrollaría en dos direcciones principales, la localización por láser (incluido el problema de la selección del objetivo) y la destrucción por láser de la ojiva del misil balístico; a partir de 1963 en Vimpel se estudió el potencial de los localizadores láser para garantizar mediciones de alta precisión de la posición del objetivo, como resultado, y utilizando las previsiones del grupo de VNIIEF, la investigación a principios de 1963, en la Comisión Militar-Industrial se presentaría un proyecto para crear un localizador láser experimental para un sistema de defensa antimisiles, que recibió el nombre condicional de LE-1.



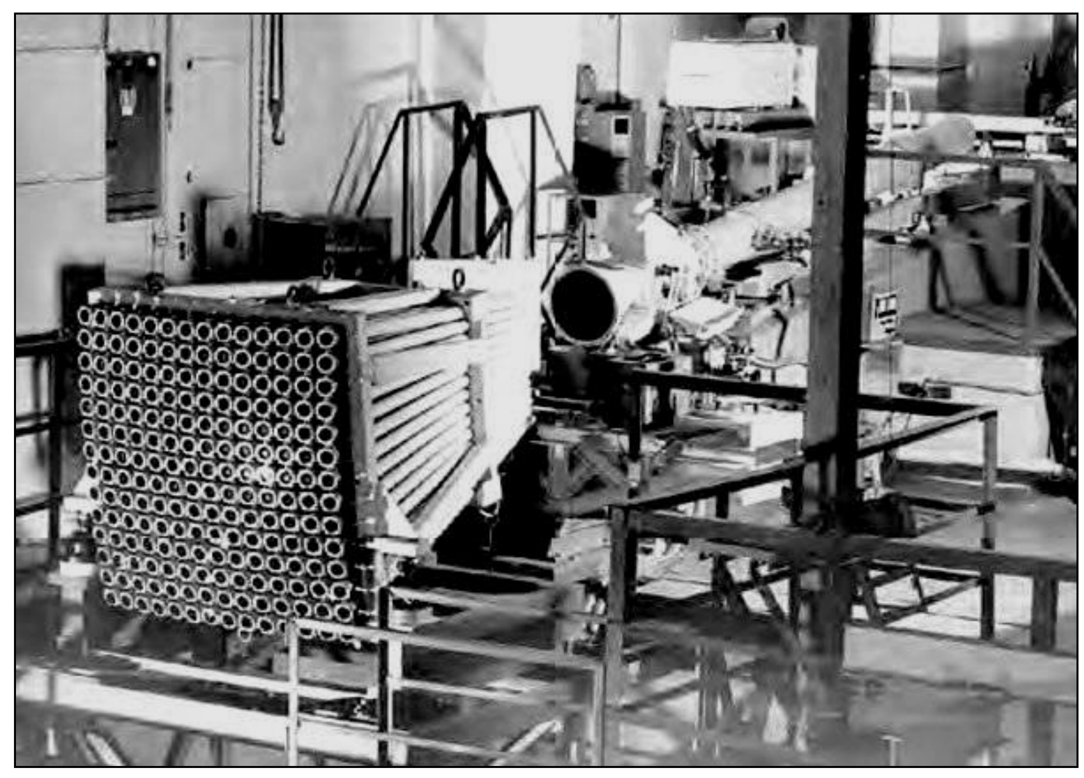


La decisión de construir una instalación experimental en el polígono de Sary Shagan con un alcance de hasta 400 Km sería aprobada en 1963; entre 1964 y 1965, el proyecto se desarrollaría en Vympel; el diseño de los sistemas ópticos del localizador sería realizado por el GOI y la construcción de la instalación comenzaría a finales de la década de 1960.l proyecto se basó en la investigación y creación de láseres de rubí, el localizador debía realizar en poco tiempo la búsqueda de objetivos en el campo de error de los radares, lo que proporcionaba la designación del objetivo al localizador láser, que en aquel momento requería potencias medias de emisor láser muy altas.

La elección final de la estructura del localizador determinó el estado real del trabajo con láseres de rubí, cuyos parámetros alcanzados en la práctica resultaron ser significativamente más bajos de lo que se suponía, la potencia promedio de un solo láser en lugar del esperado 1 KW era de aproximadamente 10 W en esos años.

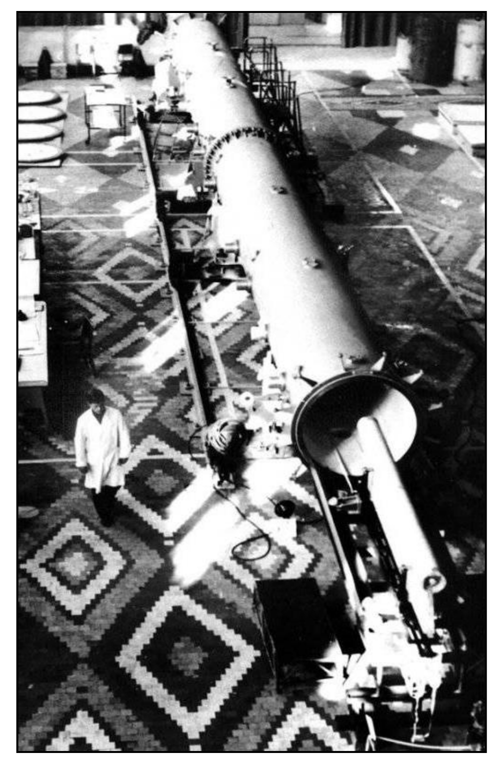
Los experimentos realizados en el laboratorio de FIAN demostraron que aumentar la potencia mediante la amplificación secuencial de la señal láser en la cadena (cascada) de amplificadores láser, como se había previsto inicialmente, sólo era posible hasta un cierto nivel; una radiación demasiado potente destruyó los propios cristales del láser; también surgieron dificultades asociadas con las distorsiones termoópticas de la radiación en los cristales sería necesario instalar en el localizador no la cantidad de 196 láser, sino solo 10 láser alternativamente, funcionando a la frecuencia 1 Hz/J; la energía del pulso del transmisor láser multicanal del localizador era de aproximadamente 2 kW; esto llevó a una complicación significativa de su esquema, que era multitrayecto tanto en radiación como en registro de señales.

Fue necesario crear dispositivos ópticos de alta precisión y alta velocidad para formar, conmutar y dirigir 196 rayos láser, que determinaron el campo de búsqueda en el espacio objetivo; en el localizador receptor se utilizó una matriz de 196 fotomultiplicadores especialmente diseñados; la tarea se vio complicada por errores asociados con los sistemas óptico-mecánicos móviles de gran tamaño del telescopio y los interruptores óptico-mecánicos del localizador, así como por las distorsiones introducidas por la atmósfera; la longitud total del localizador de trayectoria óptica alcanzaba los 70 m y constaba de muchos elementos ópticos como lentes, espejos y placas, incluidos los móviles, cuyo ajuste mutuo debía mantenerse con la mayor precisión.



En 1969, el proyecto LE-1 sería transferido a la Oficina Central de Diseño Luch del Ministerio de Industria de Defensa de la URSS; entre 1970 y 1971 se completó en su totalidad el desarrollo del localizador LE-1, en la creación del localizador participó una amplia cooperación de las empresas del complejo de defensa y la planta de Leningrado que crearon el telescopio TG-1, que tenía un diámetro de espejo principal de 1,3 m proporcionó una alta calidad óptica del rayo láser cuando trabajaba con velocidades y aceleraciones cientos de veces superiores a las de los telescopios astronómicos clásicos; también se crearon nodos localizadores nuevos como sistemas de conmutación y escaneo precisos de alta velocidad para controlar el rayo láser, unidades de sincronización y procesamiento de señales electrónicas y fotodetectores, entre otros dispositivos; el control del localizador era automático mediante computadoras, y estaba conectado a las estaciones de radar del polígono mediante líneas de transmisión de datos digitales.

Con la participación de la Oficina Central de Diseño de Geofízica se desarrolló un transmisor láser que incluía la cantidad de 196 láser muy avanzados para la época, con sus correspondientes sistemas de suministro de energía y refrigeración, y se organizó la producción de cristales láser de rubí de alta calidad; la construcción de la instalación comenzaría en 1973, los trabajos de puesta en servicio se completarían en 1974 y comenzarían las pruebas de la instalación con el telescopio TG-1 del localizador LE-1; en 1975, durante las pruebas, se logró una ubicación segura de un objetivo (avión) a una distancia de 100 Km y se comenzó a trabajar en la ubicación de ojivas de misiles balísticos y satélites; en 1978-1980, con la ayuda del LE-1 se realizaron mediciones de trayectoria de alta precisión y cableado de cohetes, ojivas y objetos espaciales, y en 1979, se adoptó el localizador láser LE-1 como medio para medir con precisión la trayectoria para el mantenimiento técnico conjunto de la unidad militar.



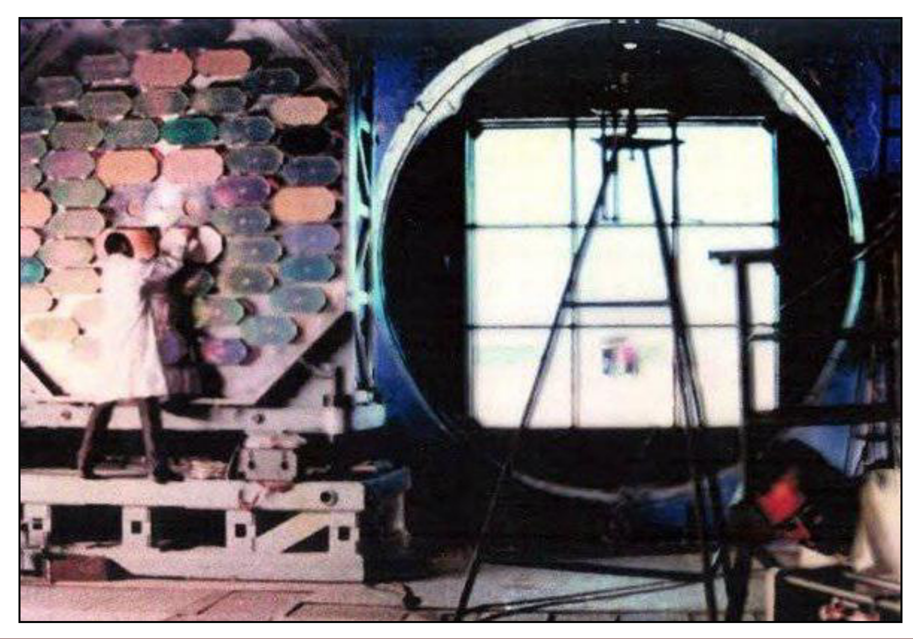
Se probaron varias versiones de los esquemas de diseño de láseres; un paso decisivo en la implementación de un diseño viable adecuado para obtener altas energías de radiación se logró en 1966, cuando, como resultado del estudio de datos experimentales, se demostró que la propuesta de los científicos de FIAN y VNIIEF (1965) de eliminar el cuarzo e implementar una pared que separase la fuente de radiación de la bomba y el entorno activo el diseño general del láser sería mucho más simple, reduciéndolo a una carcasa en forma de tubo, dentro del cual se encontraría una carga explosiva alargada en el interior o en la pared exterior, y en los extremos, espejos de un resonador óptico; este enfoque permitió diseñar y probar láseres con un diámetro de cavidad de trabajo de más de 1 m y se ensamblaron a partir de secciones estándar de aproximadamente 3 m de longitud.

Desde 1967, la investigación y el diseño del láser FDL con bomba explosiva (VFDL) fueron llevados a cabo con éxito por la oficina de diseño Vympel, y luego se formó el grupo de trabajadores de dinámica de gases y láseres, que se transfirió a la Oficina Central de Diseño Luch; durante el trabajo se consideraron varias cuestiones: desde la física de la propagación de ondas de choque y de luz en un medio láser hasta la tecnología y compatibilidad de materiales y la creación de herramientas y métodos especiales para medir los parámetros de la radiación láser de alta potencia; por otra parte, estaban las cuestiones sobre la técnica de explosión, la operación con láser requería obtener un frente de onda de choque extremadamente suave y rectilíneo, por lo que se diseñaron las cargas y se desarrollaron métodos para su detonación, lo que permitió obtener el frente suave deseado de la onda de choque; la creación de estos láser permitió iniciar experimentos para estudiar los efectos de la radiación láser de alta intensidad en materiales y diseños de objetivos, el trabajo del complejo de medición estuvo a cargo del Gobierno de la India.

Durante el estudio de los láseres mediante dispersión Raman del programa Terra-3, la dispersión de la radiación del primer VFDL resultaría insatisfactoria (dos órdenes de magnitud por encima del límite de difracción), lo que impedía la entrega de energía a distancias considerables; en 1966, se propuso resolver el problema usando un esquema de dos etapas, un láser de dispersión combinador (láser SRS) bombeado por varios láseres VFDL, la alta eficiencia del láser Raman y la alta uniformidad de su medio activo (gases licuados) hicieron posible crear un sistema láser de 2 cascadas altamente eficiente.

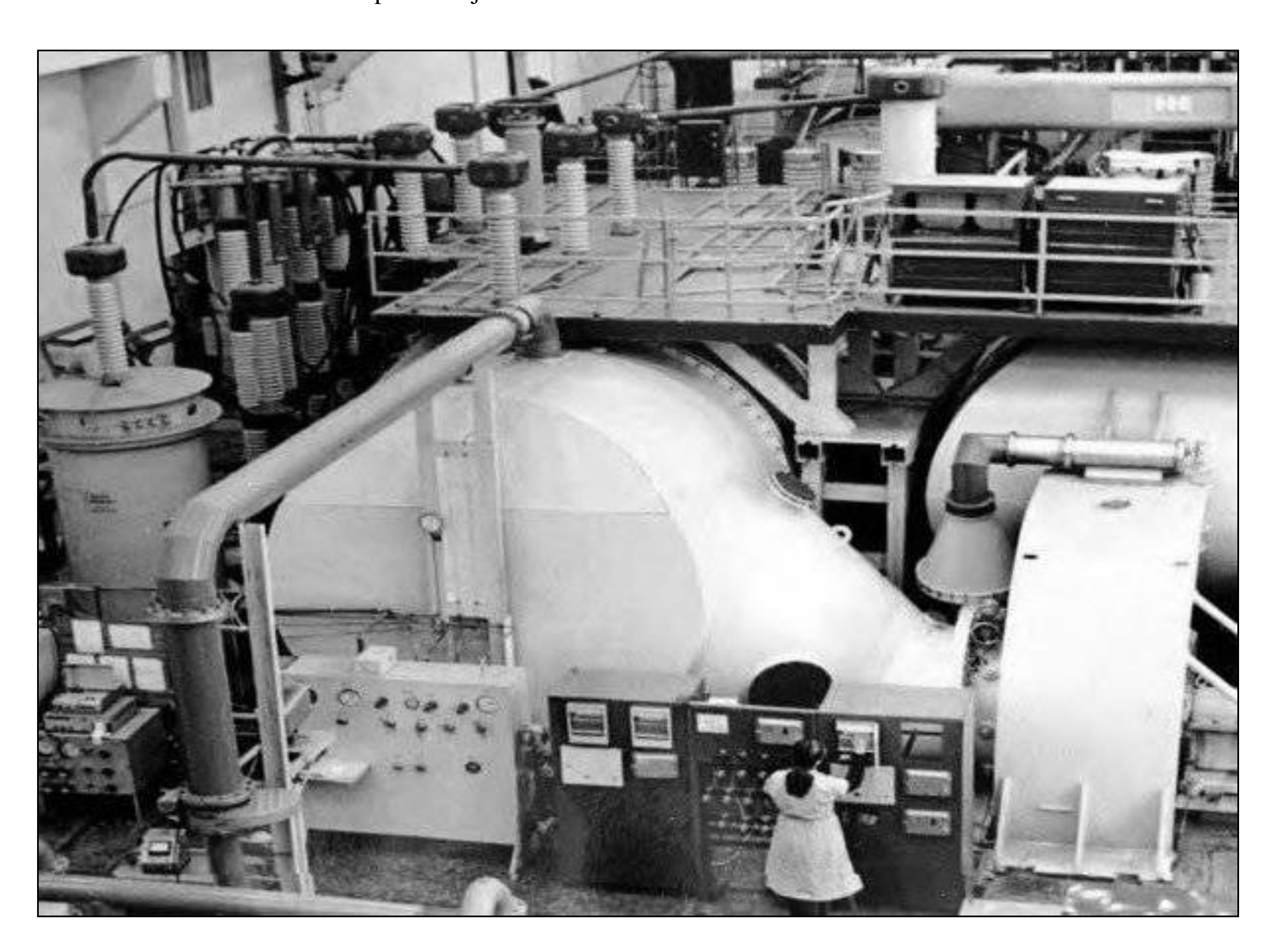
Entre 1974-1975, después de investigar la física de los láseres WRC en FIAN y VNIIEF, el equipo de la Oficina Central de Diseño Luch llevaría a cabo con éxito una serie de experimentos en el polígono de pruebas de Sary Shagan con el sistema de 2 cascadas de la serie AF (FIAN, Luch) y sería necesario utilizar ópticas de gran tamaño hechas de cuarzo fundido especialmente desarrollado para garantizar la intensidad de radiación del espejo de salida del láser SRS, y se utilizaría un sistema de espejos múltiples para introducir láseres VFDL en un láser Raman; la potencia del láser AJ-4T SRS alcanzaría los 10 KJ en un pulso, y en 1975 se probaría un láser de Oxígeno líquido denominado AJ-5T con una potencia de pulso de 90 kJ, una apertura de 400 mm y una eficiencia del 70 %.





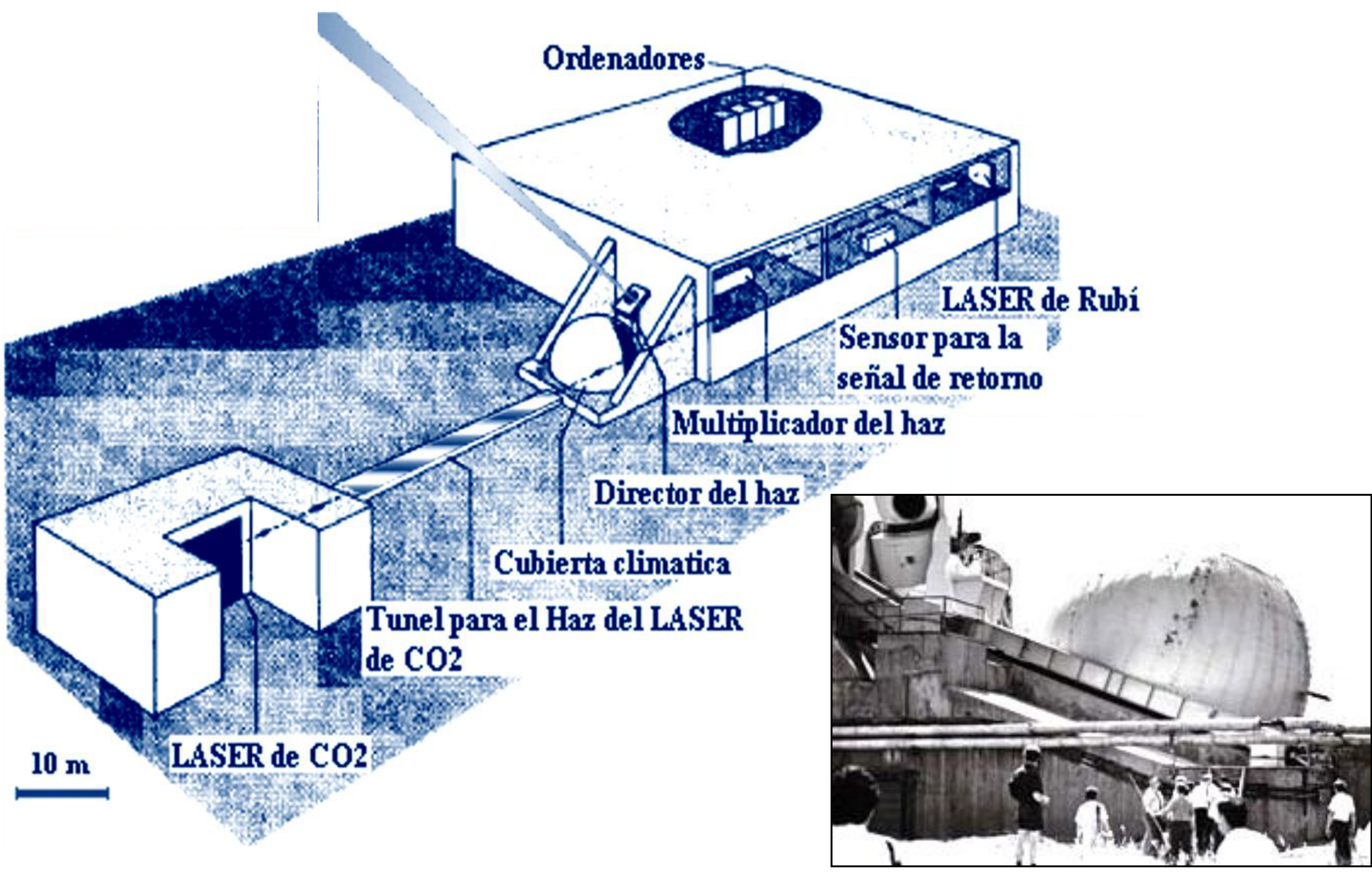
Los láser PDL de descarga eléctrica reutilizables requerían una fuente pulsada de corriente eléctrica muy potente y compacta, como fuente se decidió utilizar generadores magnéticos explosivos, cuyo desarrollo sería realizado por el Instituto VNIIEF; los generadores magnéticos explosivos (generadores magnéticos acumulativos), así como los láseres PD comunes, se destruían durante el funcionamiento cuando su carga explotaba, pero su costo era mucho menor que el costo de un láser; serían diseñados específicamente para un láser químico de fotodisociación de descarga eléctrica, los generadores magnéticos explosivos contribuyeron a la creación de un láser experimental en 1974 con una energía de pulso de aproximadamente 90 KJ; las pruebas de este láser finalizaron en 1975, un grupo de diseñadores de la Oficina Central de Diseño Luch, propusieron abandonar los láseres VFD explosivos con un esquema de 2 etapas (SRS) y reemplazarlos por láseres de descarga eléctrica (PD) y requirió un mayor refinamiento y ajuste del complejo del proyecto, ya que utilizaría un láser FO-13 con una energía de pulso de 1 MJ.

La Oficina Central de Diseño Luch iniciaría el trabajo sobre el Láser de Electroionización por Pulsos de Frecuencia 3D01, de impulsos con haz de electrones en el orden de los MW; en un trabajo experimental realizado en 1976, un láser con haz de electrones de CO_2 alcanzaría una potencia media de unos 500 KW con una frecuencia de repetición de hasta 200 Hz; se utilizaría un esquema con un contorno dinámico de gas cerrado; posteriormente, crearía un láser de frecuencia de pulso mejorado denominado KS-10.



Instalación de Investigación Láser Terra-3

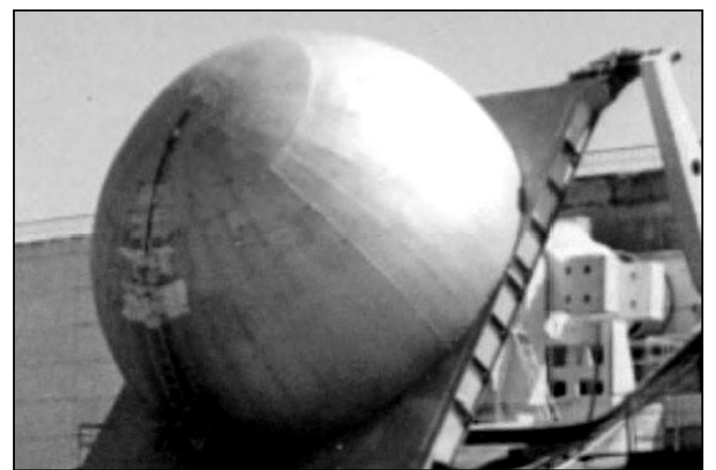
Durante la década de 1980 la URSS desarrolló láseres para utilizarlos como un arma anti-satélite y defensa anti misiles balísticos, la instalación utilizada para este fin se denominaba Terra-3 y estaba ubicada en el polígono de pruebas de Sary Shagan, incluía un banco de pruebas de láser de rubí de baja potencia (20 kW) instalado en 1979 y un láser de dióxido de Carbono (CO_2) de alta energía que fue instalado en 1982; Vympel fue la principal empresa responsable del concepto general y el diseño de Terra-3, pero el láser fue desarrollado por la Oficina de Diseño Luch, también el lugar tenía espejos que se utilizaban para enfocar el láser hacia el espacio, y se disparaban varias veces al mes a aviones equipados con detectores especiales para estudiar su comportamiento, capacidad y para seguir objetos en el espacio; también se realizaron pruebas para estudiar procesos de propagación del haz en la atmósfera, además, pruebas estáticas para determinar la potencia láser necesaria para destruir ojivas de misiles; el sitio de Sary-Shagan había sido objeto de interés desde 1984, cuando el Pentágono publicó por primera vez un dibujo basado en fotografías satelitales del lugar; en 1989, un grupo de científicos estadounidenses, fueron los primeros extranjeros en visitar este polígono de pruebas y se les permitió inspeccionar las instalaciones, sensores láser y computadoras, entre otras cosas.

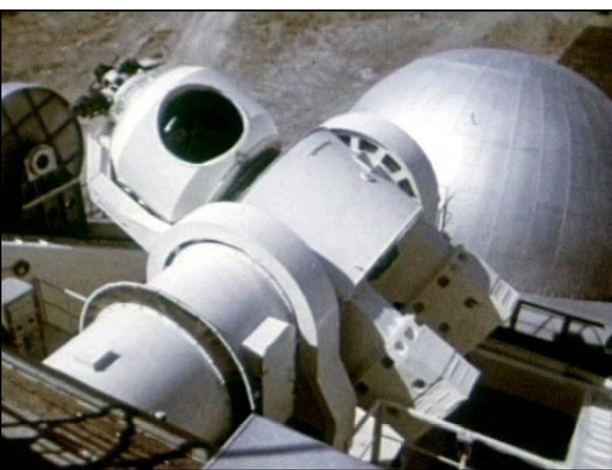


Los visitantes fueron guiados por los pasillos para inspeccionar el láser de rubí, receptores, transmisores, un telescopio y la fuente de alimentación que estaba ubicada en el sótano, también observaron la cabina de control donde operaba el dispositivo láser; luego visitaron el edificio donde se encontraba el láser más potente.

Aunque el sitio siempre fue relacionado con el programa soviético de intercepción láser antimisil de misiles ICBM o vehículos de reentrada, Terra-3 no fue utilizado con fines bélicos, sino que fue un centro de investigación; en 2008 el complejo fue destruido y abandonado.







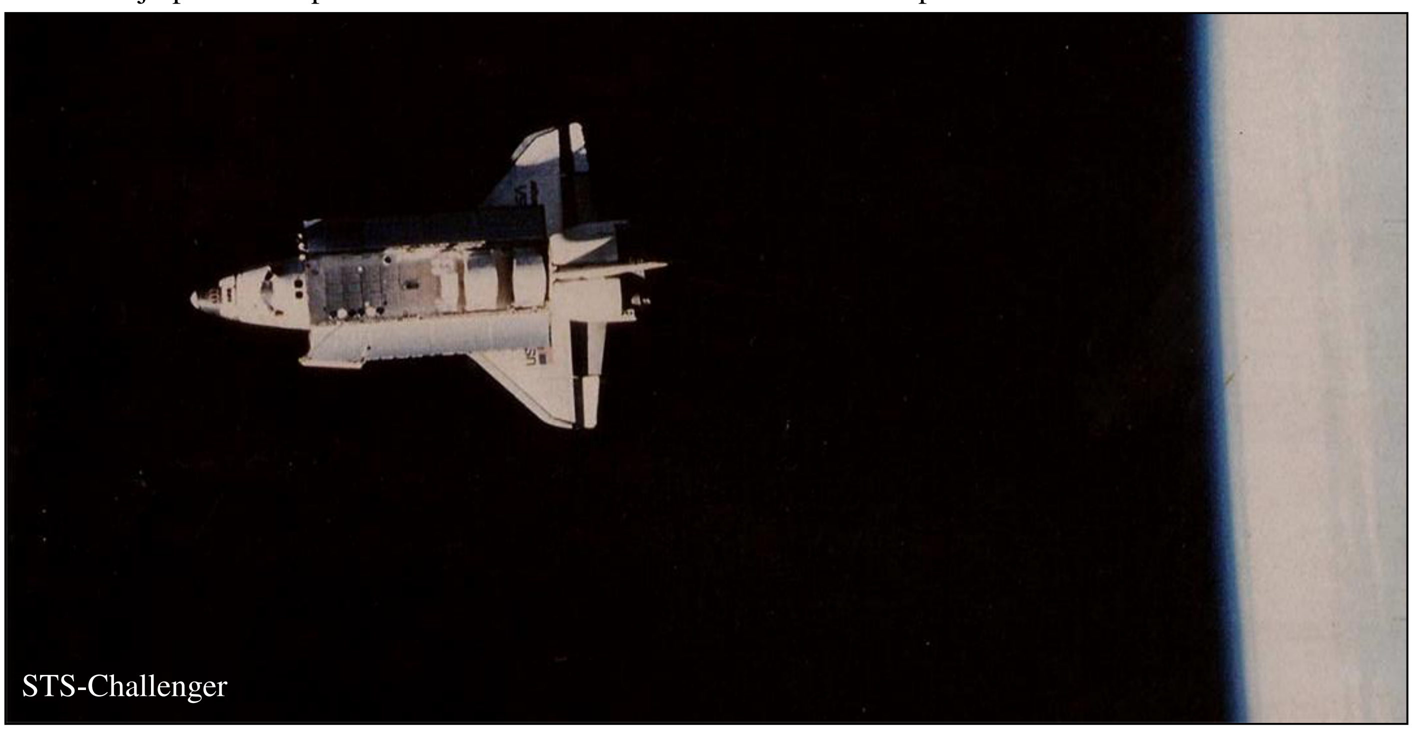


Incidente Terra-3 / STS-41G Challenger

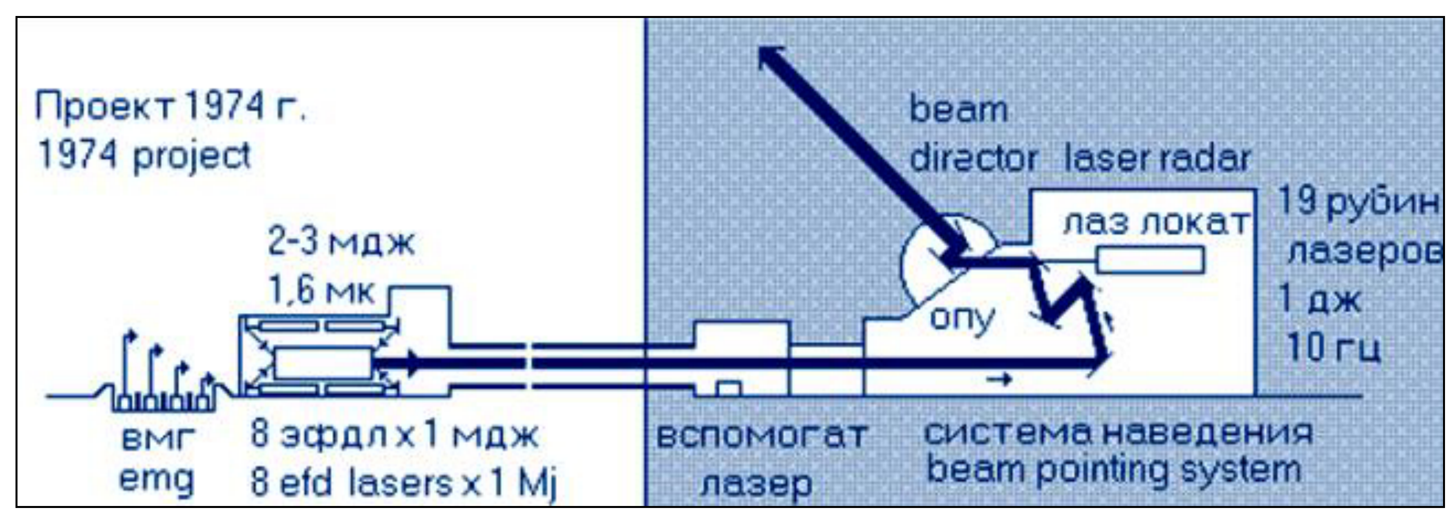
El 10-10-1984, el día 13 de la misión STS-41G, el STS-Challenger fue seguido por el láser de baja potencia de Terra-3, mientras era dirigido por el radar 5N24 Argun phased-array en el sitio de Sary Shagan, este disparo de advertencia causó un mal funcionamiento de los sistemas de a bordo y ceguera temporal en la tripulación y dio lugar a una protesta diplomática formal de parte de Estados Unidos.

El objetivo designado fue precisamente el STS-Challenger en su misión STS 41-G, el ataque se produciría desde el sitio de pruebas de Sary-Shagan, y el responsable sería el laser LE-1 del complejo Terra-3, donde desde hacia unos años se estaba llevando a cabo un programa de construcción de láseres capaces de localizar y cegar a posibles satélites enemigos, destruyendo sus sistemas ópticos; de hecho era el menos potente y su objetivo era marcar los objetivos para que, posteriormente, los láseres más potentes pudieran disparar contra ellos, pero en ese momento el LE-1 era el único láser operativo; el 10-10-1984, el STS-Challenger sobrevoló Sary-Shagan a unos 380 Km de altura, siendo detectado por los radares soviéticos, inmediatamente las coordenadas fueron enviadas a Terra-3 y con la autorización debida, el láser LE-1 iluminó su objetivo.

El STS-Challenger fue blanco de numerosos impactos del haz laser de baja potencia, afectando algunos de sus instrumentos ópticos e incluso cegando transitoriamente a uno de los tripulantes; moviéndose a unos 28000 Km/h el STS se alejó pronto del punto desde donde estaban siendo emitidos los pulsos laser.


STS-Challenger

Los daños serían menores, pero se había producido un acto hostil por parte de la URSS hacia una nave espacial de Estados Unidos, lo que en plena Guerra Fría, y en un momento especialmente delicado en las relaciones entre ambas potencias, podría haber terminado en gravísimas consecuencias; sin embargo, nada ocurrió, e incluso paso bastante desapercibido en los medios de comunicación, los motivos del porqué no se saben, pero los soviéticos habían demostrado ser capaces de alcanzar objetivos espaciales con láseres, respondiendo así al desafío estadounidense, y tenían un objetivo aun mas ambicioso, la construcción de sus propios transbordadores; en 1991, Rusia abandonaría el proyecto soviético de los transbordadores, mientras que las instalaciones Terra-3 de Sary Shagan pertenecerían a Kazajstán, y serían progresivamente abandonadas, ya que no había interés de este nuevo país en utilizarlas, ni recursos para su mantenimiento.


Проект 1974 г.
1974 project
beam
director laser radar
лаз локат
19 рубин
лазеров
1 дж
10 гц
2-3 мдж
1,6 мк
опу
вмг
emg
8 эфдл x 1 мдж
8 efd lasers x 1 Mj
вспомогат
лазер
система наведения
beam pointing system





Láser Aerotransportado IL-76MD

La primera arma láser de alta potencia de la URSS fue desarrollada en 1977 por el Instituto de Energía Atómica Kurchatov, fue ensamblada en un avión de transporte IL-76MD-90E denominado Beriev A-60, el avión recibió amplias modificaciones que incluyeron una sección de nariz extendida donde estaba montado el director de haz de láser LIDAR de orientación.

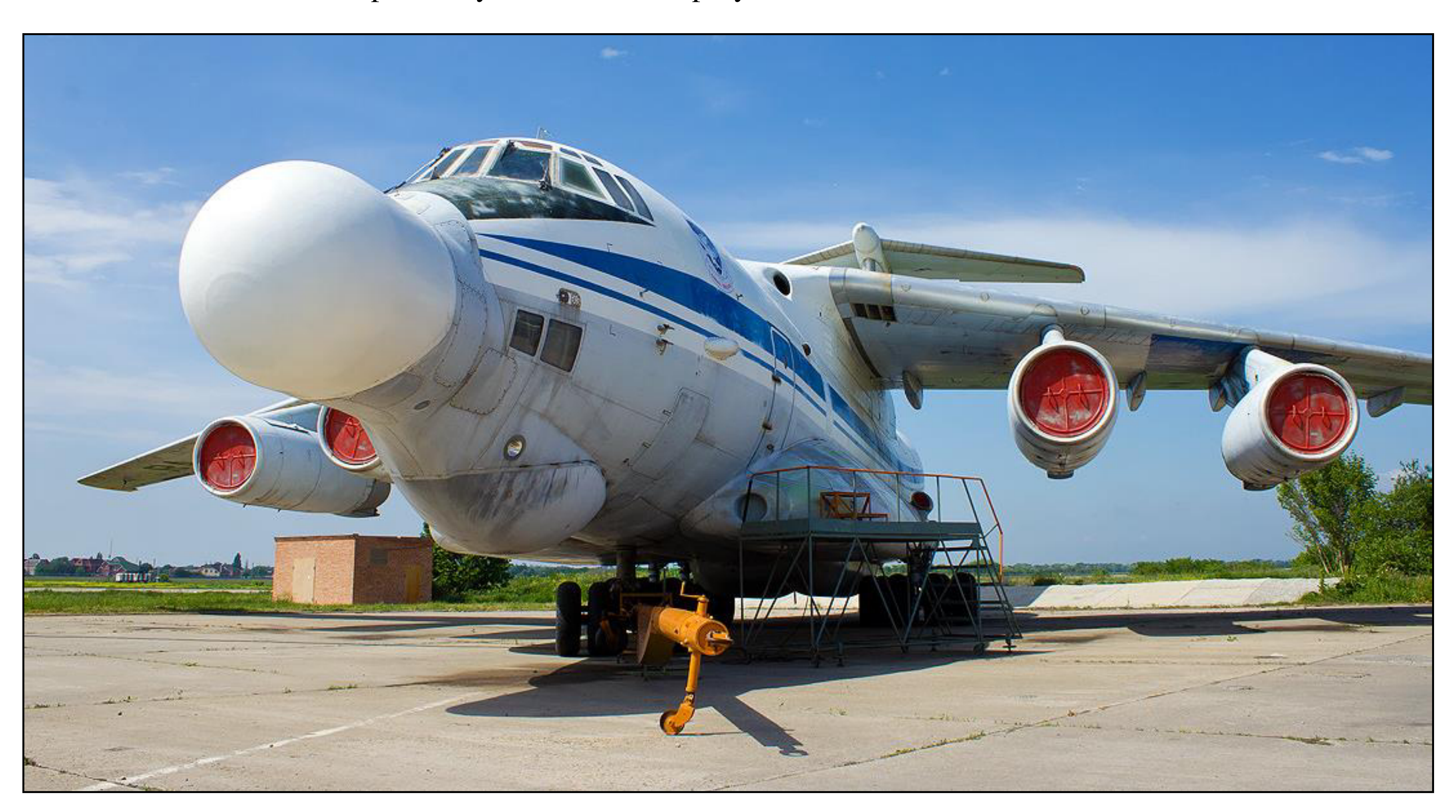
Originalmente se decidió colocar un cañón láser, para no echar a perder la aerodinámica de la aeronave colocándole otra cúpula y la envoltura retráctil en la parte superior del fuselaje entre el ala y la quilla fue cortada y reemplazada por las alas, que se componían de varios segmentos; el avión fue construido por el Complejo de Investigación de Aviación Tagonrogsky (Beriev) y la planta de construcción de maquinaria Dimitrov.

El láser de de microondas de dióxido de Carbono (CO_2) de 1 MW sería desarrollado especialmente para este laboratorio aéreo y utilizaba un ensamble diferente, era lanzado a través de una gran torreta dorsal retráctil.

Otras modificaciones incluían dos grandes góndolas (instaladas a lo largo de la parte inferior del fuselaje), una llevaba los turbogeneradores utilizados para alimentar el láser y la otra reemplazaba la cabina donde se alojaba generalmente el personal de toma de datos meteorológicos y un láser tipo LIDAR para orientación.

En general se lo utilizó para activar el láser y probar equipos relacionados con el satélite Skif-D que luego sería enviado al espacio; el 19-08-1981 comenzaron los ensayos en vuelo y la investigación que llevaba a cabo era sobre la propagación de los rayos láser en la atmósfera.

Se construyeron un total de dos aviones que realizaron un programa de pruebas de vuelos secretos que duró hasta 1993, cuando finalizaron las pruebas y se abandono el proyecto.





Láser móvil

Los medios desarrollados por Astrofizika permitían sobre todo destruir los instrumentos optoelectrónicos del enemigo (tanques, sistemas antitanque y bombas dirigidas); la empresa logró fabricar vehículos oruga que serían probados por las fuerzas armadas, pero se revelaron vulnerables y poco seguros, el arma láser que llevarían, podía ser fácilmente destruida por un cañón de tiro rápido, además, sería fácil protegerse del arma láser, en particular con filtros adecuados, por lo que Astrofizika intensificó sus trabajos en materia de láseres basados en el espacio.

Los investigadores del Instituto Kurchatov, confirmaron en 1989 que estudios realizados sobre el láser continuo de 1 MW, demostraron que los láseres no se podían considerar una fuente de energía para equipos bélicos, por lo que se deberían efectuar estudios complementarios que asociasen a científicos y a especialistas militares.

A partir de 1990, los programas de la SDI soviética se interrumpieron; Boris Yeltsin, presionado por el complejo militar-industrial, promulgó en 1992 un decreto de medidas urgentes de preservación del potencial científico técnico de la Federación Rusa que prohibía el desmembramiento de las grandes empresas, por lo que se dedicaron a programas civiles.

Durante una exposición realizada en Moscú en 1992, el Instituto de Investigación Científica de la empresa Lutch presentó una instalación láser de 25 tn, que era transportable en cuatro vagones de ferrocarril, esta instalación estaba dotada de un láser continuo de gas carbónico de 20 kW, y permitía cortar un grosor de metal de 20 cm, a una distancia de 75 a 100 m del blanco.

En el marco del consorcio Interzon, se pensó en restablecer la capa de ozono de la atmósfera por medio de una central solar espacial dotada de un láser de potencia que provocaría una reacción fotoquímica.

La empresa científica de producción Almaz proponía una versión civil de un láser embarcado en un avión de transporte An-124, destinado a quemar manchas de petróleo de la superficie del mar, el rendimiento indicado correspondía a la posibilidad de barrer una zona de 500 m de ancho a una velocidad de 540 Km/h.

La agencia Oboroninvest, que proporcionaría láseres reconvertidos de 70 a 100 kW de potencia en continuo, afirmaba que el mercado de este tipo de equipamiento se daría principalmente en los países desarrollados, como Estados Unidos, Japón, Alemania y Francia.

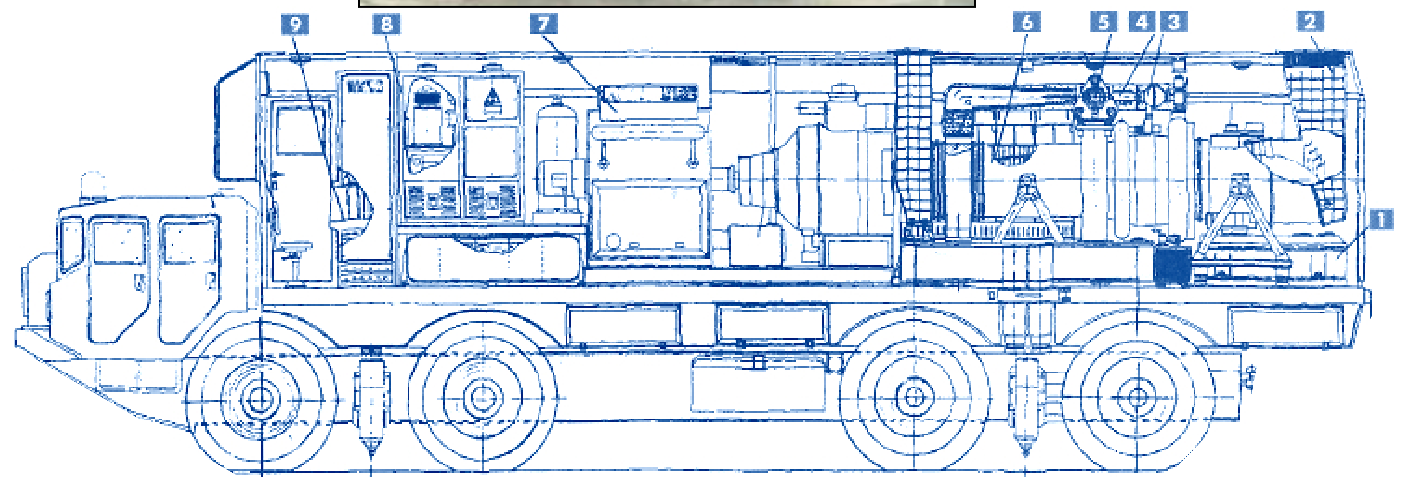
Otros organismos, que habían trabajado en el diseño de armas láser se esforzaron en reconvertirse a la fusión termonuclear por láser; el centro nuclear Arzamas-16, continuó sus trabajos sobre el equipo experimental Iskra-5, tercero del mundo con sus impulsos de 230 TW.

Con objeto de limitar la fuga de cerebros y de evitar la desaparición de un potencial científico e industrial, cinco grandes empresas que realizaban investigaciones en el campo de las armas láser, recibieron en 1994 el nombre de Centro Científico Estatal de la Federación Rusa; también hubo la esperanza de las nuevas estructuras económicas, de reconversión y privatización, pero faltaban productos atractivos para proponer al mercado; con instalaciones desarrolladas a partir de prototipos de armas láser y propuestas para diversas aplicaciones, las armas láser destinadas a destruir los sistemas optoelectrónicos de guiado del enemigo tendrían un único cliente, el Ministerio de Defensa de Rusia.









PROYECTO DE LÁSER MÓVIL ELECTROGÁS DINÁMICO:

El conjunto, diseñado por la universidad técnica estatal del Báltico y la empresa Electrofizika (Instituto Efremov) de San Petersburgo, comprende dos camiones.
El primero (véase el esquema) alberga el láser. El segundo soporta un sistema de apuntado que utiliza elementos de la empresa alemana Putumeister. La radiación láser es generada por óxido de carbono, formado por combustión de un carburante que es excitado por una descarga eléctrica en un flujo supersónico

1 plataforma óptica 2 escape
3 zona de formación del chorro supersónico
4 cámara de descarga gaseosa
5 banco óptico 6 turbina de gas
7 generador eléctrico
8 fuente de alta tensión 9 cónsola de control

Satélite Skif-D

Estructuralmente, el primer Skif-D consistía en dos módulos estrechamente relacionados entre sí, la Unidad Funcional del Servicio (FSB) y el Módulo de Destino; el FSB, desarrollado sobre la base del bloque funcional de carga de la nave espacial TKS albergaba los equipos principales del aparato; el Módulo de Destino consistía en tres compartimentos, el de Fluidos, el de Energía, diseñado para la instalación de dos grandes generadores de turbinas eléctricas con capacidad de 1,2 MW cada uno y los equipos especiales como el láser de combate y un sistema de guía.

Los creadores del satélite Skif-D se enfrentaron con una serie de problemas técnicos, en primer lugar, no se sabía si el vacío del espacio y la ingravidez afectaría al láser de dióxido de Carbono, para hacer frente a este problema en la planta Khrunichev se decidió crear un banco de pruebas especial, el stand ocupaba un vasto territorio, incluido cuatro torres cilíndricas de evacuación vertical de 20 m de evacuación vertical, dos tanques esféricos para el almacenamiento de componentes criogénicos, y una extensa red de tuberías de gran diámetro.

Muchos problemas surgieron de la dinámica de los gases del láser, como no estaba equipado con un tubo de escape especial, cuando éste trabajaba con muy alto consumo de dióxido de Carbono (CO_2), emanaba gas del láser causando un momento inquietante, para evitar este problema se decidió desarrollar un sistema de membrana de escape con una tubería especial, y serias dificultades se dieron en el establecimiento de un sistema de energía del láser, que en algunos ensayos dieron casos de explosiones.

En 1985 estaba claro que se necesitaría un lanzamiento de prueba que pudiera resolver todos estos sistemas de apoyo, por lo tanto, se decidió enviar al SKIF-D1 a órbita sin láser de combate, y el Skif-D2 sería totalmente equipado; con todos estos problemas y dificultades se previó el lanzamiento del Skif-D1 para 1987, y el Skif-D2 con el láser de combate en 1988.

A mediados de 1985, entró en la etapa final de preparación del cohete Energiya, originalmente programado para ser lanzado en 1986, el Ministerio de Construcción de Maquinaria General, decidió a lanzar el cohete de Energía con una disposición 100 tn como carga útil; el diseño tenía que estar listo para septiembre 1986, el Skif D tenía una longitud de 36,9 m, el diámetro máximo de 4,1 m y un peso de 77 tn, junto con el carenado de carga útil.

En el momento en el desarrollo de Skif-DM en la ONP Lavochkin estaba casi listo para el sistema de escape, se decidió un lanzamiento para una prueba de dinámica de gases; sin embargo, la prueba sería con una mezcla de los gases Xenón y Criptón, permitiéndole llevar a cabo un experimento geofísico para estudiar la interacción de las formaciones de gas artificial con plasma ionosférico de la Tierra.

Para setiembre de 1986 se tenían que preparar los sistemas utilizados para apuntar el láser Skif-D hacia el objetivo y mantener las metas a la vista; utilizando por primera vez el radar de objetivo desarrollado en el Instituto de Moscú y el sistema de guía fina de ejecución y retención, utilizado para el láser de baja potencia.

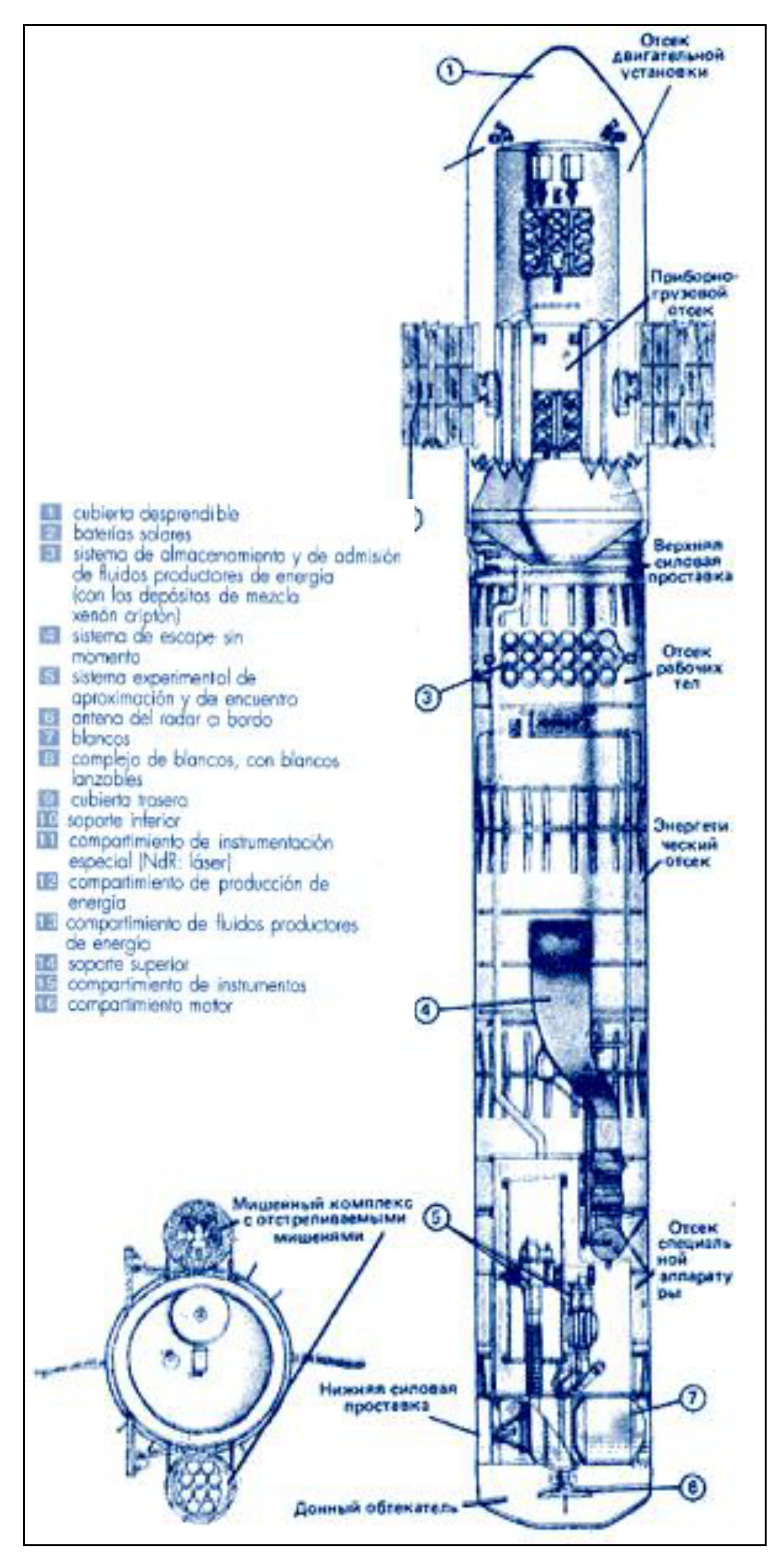
En su parte exterior, el conjunto Skif-DM tenía una pintura especial de color negro, para proporcionarle un control de temperatura, como llevaba muy pocos dispositivos de combustible, era necesario aprovechar al máximo el calor solar para su calefacción.


МИР

Además de KB Salyut y la planta Khrunichev en la creación del satélite Skif-DM asistieron 45 empresas del Ministerio de Construcción de Maquinaria General, y 25 empresas de otras industrias; sin embargo, en el curso del proyecto, el programa de prueba inicial se redujo debido a que Gorbachov había utilizado la tesis del espacio con fines pacíficos y desafiado repetidamente y públicamente al programa SDI y los planes para la militarización del espacio, se opondría a demostrar vuelos de estaciones orbitales con prototipos láser.

Sobre la base de las decisiones de la política de la Comisión Estatal para el lanzamiento del Skif-DM en febrero de 1987, se da de baja del programa los objetivos de todos los lanzamientos, las pruebas del radar, la liberación de la mezcla de gas Kriptón, y Xenón, y se decide lanzar a órbita el Skif-DM a bordo de un cohete Energía el 11-05-1987 desde el Cosmódromo de Baikonur, sin el láser y con un dispositivo con el mismo peso, se colocaría en la atmósfera sobre Océano Pacífico, para hacer 10 experimentos: 4 militares y 6 de geofísica aplicada, pero, al fracasar su sistema de control caería a los 460 seg. sobre el Océano; el mismo día del lanzamiento, Gorbachov viaja al Cosmódromo de Baikonur, entrando en contacto con técnicos y científicos de la tecnología espacial, incluidos los militares; quedaría satisfecho con su viaje, pero estaba categóricamente en contra de una carrera de armamentos en el espacio ultraterrestre; después de eso, el Skif, y todo el programa de desarrollo de los sistemas espaciales militares se hizo evidente y se aceleró el cierre de los trabajos en este programa.

En septiembre de 1987, los trabajos en el Skif-D en KB Salyut fueron suspendidos, y al mismo tiempo que comenzó la crisis en la economía soviética llevó a detenerse por completo el tema de la financiación de grandes estaciones de combate espacial en 1989; en mayo de 1993 se detuvieron los trabajos en el cohete Energía y en el transbordador Buran, dejándolos en el abandono.




ПОЛЮС

Complejo Orbital de Combate

El primer programa de Energiya fue el desarrollo de un complejo orbital de combate en la década de 1970, que consistía en dos tipos de naves espaciales que compartían un módulo en común derivado de la estación espacial Salyut-7 y denominado DOS-7K.



Una estación de batalla sería armada con un arma láser y la otra con misiles autónomos; diseñadas para el transporte de suficiente combustible como para maniobrar en posiciones de ataque; la estación orbital de combate que llevaría al láser requeriría mayor espacio para los equipos de generación de energía, por lo que llevaría menos combustible para las maniobras orbitales.

El plan soviético era desplegar una fuerza mixta de estas estaciones de batalla, las armadas con misiles serían desplegadas para atacar satélites en órbita terrestre baja (LEO), mientras que las armadas con armas láser atacarían objetivos en órbitas altas y geosincrónica.

El sistema podía quedar sin tripulación en órbita, pudiéndose controlar desde tierra, aunque para operaciones de alta intensidad, podía albergar una tripulación de dos hombres durante un máximo de una semana, los sistemas de armamentos podían ser reparados por el STS-Buran.

La estación DOS-7K a bordo despegó el 29-07-1972 desde el Sitio 81 del Cosmódromo de Baikonur a bordo de un cohete UR-500K; la 1° etapa del vehículo de lanzamiento funcionó normalmente y se separó según lo planeado, pero la 2° etapa falló a los 181 seg; el vehículo siniestrado cayó a tierra a 536 Km al S del sitio de lanzamiento; la investigación del accidente mostró que el sistema de estabilización automatizado de la 2° etapa había fallado debido a un cortocircuito en sus canales de cabeceo y guiñada, causado por una deformación elástica de la carcasa durante el funcionamiento en vacío y se le atribuyó a un defecto de diseño.

El último proyecto de Energiya fueron sistemas espaciales más elaborados, como una estación de combate en un módulo de la estación espacial DOS-7K, al que se le agregaba un módulo de mando y un módulo de orientación.

El núcleo central de la estación orbital de combate sería el centro de comando de cuatro o más módulos (derivados del transbordador Buran sin alas) que podían funcionar de forma autónoma o en grupos, pudiendo atracar en la estación central y recibir orientación de datos desde el módulo de control central.

Su armamento se esperaba que fueran misiles balísticos (sin motores) o bombas nucleares de planeo con la misión principal de atacar objetivos de alto valor en la Tierra. Sin embargo, este sistema, no avanzaría más allá de los estudios de diseño.

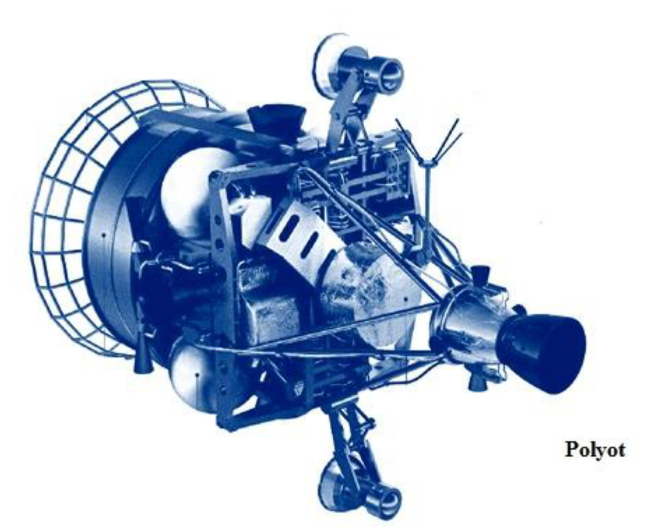
Energiya también trabajó en el desarrollo de un interceptor de misiles, similar al concepto Brilliant Pebbles de Estados Unidos, este dispositivo pequeño y autónomo sería diseñado para interceptar los vehículos de reingreso y destruirlos utilizando la energía cinética del impacto.

Interceptores Satelitales

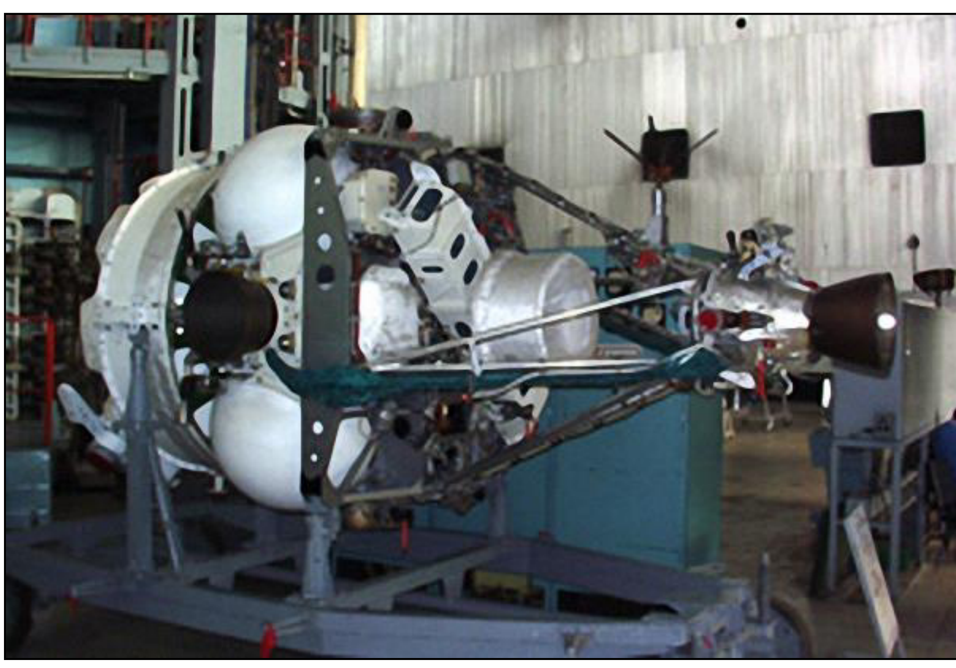
Satélites Polyot

A finales de la década de 1950 la Unión Soviética llevó a cabo un trabajo para establecer un medio de lucha contra los satélites de reconocimiento militares de Estados Unidos, para eso se establecieron una serie de vuelos orbitales con satélites para la intercepción y comenzó a trabajar en 1962 en un sistema de defensa espacial conocido como Interceptor Satelital, el proyecto fue dirigido por el Instituto de Investigación Kometa y la oficina de diseño OKB-52; a finales de la década de 1960 el sistema estaba listo, este consistía en una estación terrena cerca de Moscú, un complejo de lanzamiento en el Cosmódromo de Baikonur y un dispositivo de interceptación equipado con un objetivo de búsqueda de equipo y una carga de bombas de fragmentación.

Los satélites interceptores Polyot estaban destinados para su lanzamiento a bordo del cohete UR-200K; como no estaba listo, se utilizarían cohetes R-7 de 2 etapas proporcionados por OKB-1, utilizando el sistema de propulsión del propio dispositivo para mayor inserción en la órbita inicial, luego se recurriría a los cohetes Tzyklón 2A.

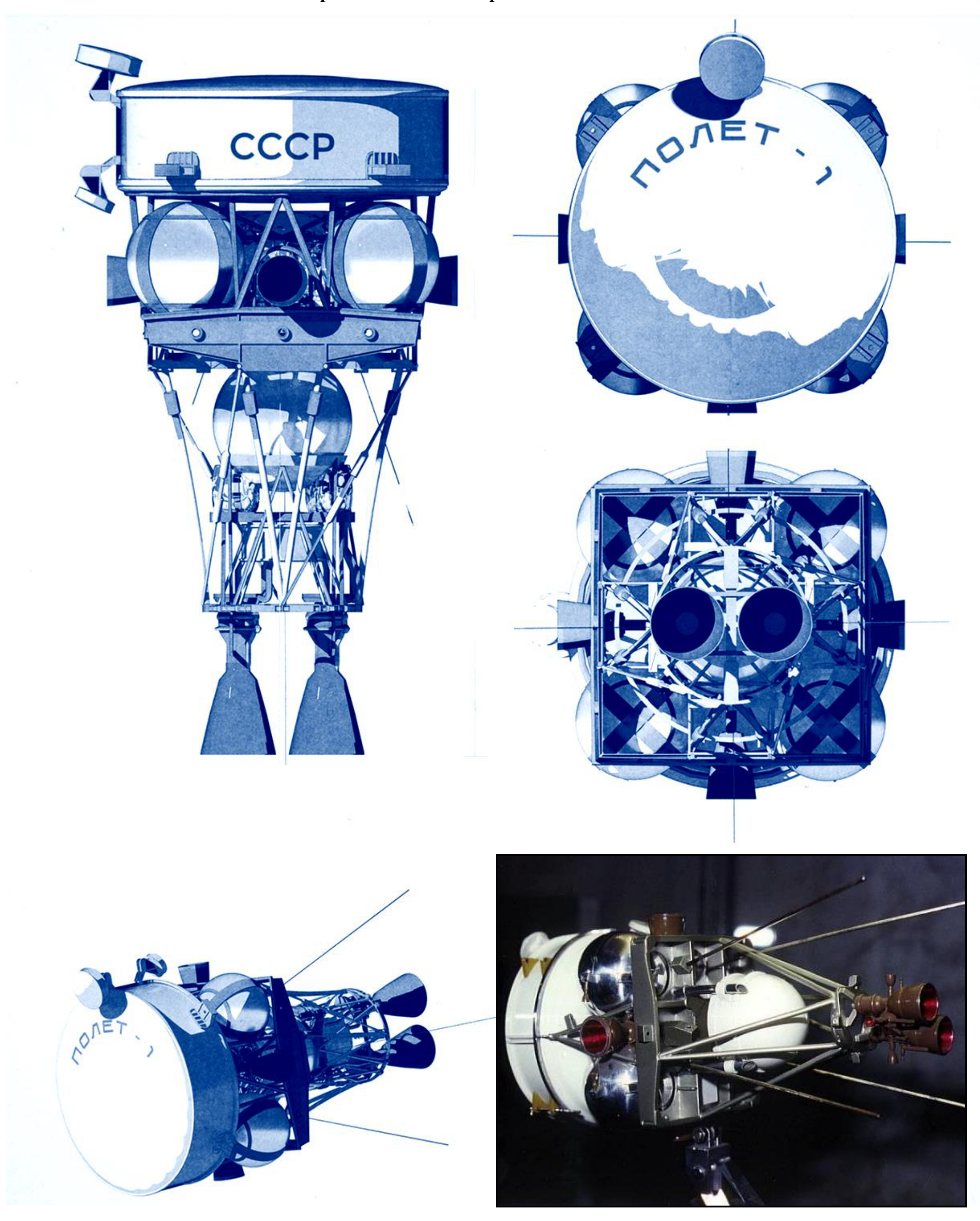






El 1-11-1963 se lanzaría desde el Cosmódromo de Baikonur la primera nave espacial maniobrable Polyot-1 que durante el vuelo realizaría numerosas maniobras para cambiar la altitud y el plano de la órbita; el Polyot-2 sería lanzado el 12-04-1964, orbitando entre los 300/500 Km de altura, tenía un peso de 1400 Kg y cayó a tierra en 1966, esta vez los parámetros de las órbitas inicial y final permitieron estimar el margen mínimo de la velocidad del vehículo teniendo en cuenta los cambios en el plano orbital, estos satélites no se asociaban de manera directa a sistemas anti-satélite, se enviaban al espacio solo para experimentar maniobras de acople espacial

En 1964 hubo una fuerte reducción de la financiación para el trabajo en OKB, por lo que se detuvo el desarrollo del cohete UR-200, y comenzó a utilizarse el misil R-36 (el mismo que se utilizaría para lanzar ojivas orbitales), como vehículo de lanzamiento estándar para los interceptores antisatélites



Satélites Cosmos (Kosmos)

El primer lanzamiento del misil R-36 (F-1-m) equipado con una 3° etapa con motor reutilizable tuvo lugar el 27-10-1967, llevaría a una órbita de 546 x 370 Km de altura al satélite Cosmos-185; pronto el satélite sería enviado a una órbita más alta (880 x 552 Km); el 24-04-1968, se lanzaría desde Baikonur el satélite Cosmos-217, la órbita indicada correspondía a la órbita inicial del Cosmos-185, pero los sistemas de seguimiento de Estados Unidos solo registraron escombros y en una órbita más baja, similar a la utilizada para vuelos orbitales parciales; el 19-10-1968, el satélite Cosmos-248 entraría en una órbita cercana a la del Cosmos-217, pero no la alcanzaría (es posible que haya sido lanzado inicialmente a una órbita más baja, pero esta parte de su trayectoria no fue observada).

El 20-10-1968, fue lanzado el satélite Cosmos-249, dejando la etapa superior en una órbita baja, entraría en una órbita notablemente alargada con un apogeo de 1639 Km y un perigeo de 502 Km, muy cerca de la altitud media del satélite Cosmos-248; en la 2° órbita, el satélite Cosmos-249 pasó en las inmediaciones del Cosmos-248, tras lo cual explotó.

El 1-11-1968, sería lanzado el satélite Cosmos-252, que repetiría el vuelo del satélite Cosmos-249, volando en la 2° órbita cerca del Cosmos-248 y también explotaría; la URSS estaba probando un sistema de interceptación satelital y la precisión de la guía observada (que era excesivamente alta para la destrucción nuclear, pero insuficiente para un impacto directo), llevaría a la conclusión de que el objetivo de este sistema debería ser alcanzado por una carga de fragmentación, detonada en el momento de mayor aproximación del satélite interceptor; una base adicional para esta suposición, proporcionó el razonamiento de los especialistas soviéticos de que, debido a la ausencia de una onda de choque en el espacio, las cargas nucleares podrían ser menos efectivas para destruir objetos espaciales y los posibles medios para destruir estaciones orbitales serían una carga de metralla lanzada a lo largo de una trayectoria vertical hasta la órbita del objetivo, o una nave tripulada equipada con artillería de cohetes.

El hecho de que el interceptor no fuera detonado durante la aproximación máxima al objetivo, sino después, aparentemente fue deliberado; debido a que el satélite interceptado fue puesto en órbita por el mismo cohete que el interceptor, era demasiado grande para un simple objetivo y podría haber sido destinado a obtener información adicional sobre el progreso de la prueba, por lo que su destrucción real no era deseable; además, al probar por separado el sistema de encuentro y de detonación de cargas, se pudo afirmar que no se estaban realizando pruebas reales de armas antisatélites.

La próxima prueba se esperaba para 1969 con el lanzamiento del satélite Cosmos 291. Sin embargo, debido a un mal funcionamiento del equipo a bordo, este objetivo permaneció en una órbita de 153 x 574 Km, sin mostrar ningún signo de actividad, un mes después cayó debido a la fricción atmosférica.

El siguiente objetivo, el satélite Cosmos-373, sería lanzado el 20-10-1970 y, luego de una serie de maniobras, entraría en una órbita de 520 x 473 Km, el 23-10-1970, el satélite Cosmos-374 lo interceptaría; posteriormente el intento se repetiría el 30-10-1970 por el satélite Cosmos-375, que pasaría aproximadamente 1 Km del objetivo, en ambos casos, la interceptación también se llevaría a cabo en la 2° órbita, aproximadamente 3:30 hrs después del lanzamiento, cuando el interceptor pasaba cerca del perigeo de su trayectoria.

Después de una primera serie de lanzamientos destinados a probar la operatividad del sistema, se comenzó con las pruebas de varios perfiles de interceptación; en esta etapa, desapareció la necesidad de objetivos pesados, especialmente equipados, y se comenzó a utilizar objetivos más ligeros que fueron lanzados a bordo misiles S-1 desde el Cosmódromo de Plesetsk para la interceptación; también fue necesario cambiar la inclinación operativa de las órbitas para garantizar la coplanaridad de las órbitas del interceptor y del objetivo sin violar los corredores de lanzamiento designados para ambos cosmódromos.

El primer objetivo lanzado desde Plesetsk fue el Cosmos-394, lanzado el 09-02-1971 a una órbita circular de 600 Km de altura con una inclinación de 65,9°; el interceptor, Cosmos-397 fue lanzado desde Baikonur a bordo de un cohete F-1-m, y la primera intercepción en 1971 se llevó a cabo según el ya probado esquema de dos órbitas con un ataque desde arriba.

El 19-03-1971, fue lanzado a una órbita circular a una altitud de 1000 Km el satélite Cosmos 403; el interceptor Cosmos-404 sería lanzado el 04-04-1971 utilizando una órbita con una altitud de 800 x 1000 Km, ligeramente alargada y no situada por encima, sino por debajo de la órbita objetivo; la interceptación también tuvo lugar en la 2° órbita, pero esta vez el interceptor se acercó desde abajo, no desde arriba, debido a la pequeña diferencia en las alturas orbitales, la velocidad de paso cerca del objetivo fue relativamente baja: aproximadamente 45 m/s, en comparación con aproximadamente 290 m/s en casos anteriores, lo que permitió definir esta prueba como una inspección en lugar de una interceptación, además de todo, después de acercarse al objetivo, el satélite Cosmos-404 no explotó, como todos los interceptores anteriores, sino que fue retirado de la órbita mediante dos pulsos de desaceleración y entró en la atmósfera sobre una zona remota del océano.

En la última prueba de 1971, el satélite objetivo (Cosmos-459) sería colocado en una órbita de 277x226 Km de altura e interceptado el 29-11-1971 por el satélite Cosmos-462, que se acercó siguiendo el patrón habitual de dos órbitas desde una órbita elíptica alta, tras lo cual el interceptor explotaría; durante 1971 la URSS demostraría la capacidad del sistema para inspeccionar e interceptar objetos orbitales a altitudes de entre 250 y 1000 Km (todos los satélites militares de Estados Unidos excepto los geoestacionarios); el 29-09-1972 sería lanzado a la misma órbita el satélite Cosmos-525 para interceptar al satélite Cosmos 521, pero no tuvo lugar por razones técnicas.

Las pruebas del sistema no se reanudaron hasta 1976 y tenían como objetivo desarrollar nuevas técnicas de interceptación; el 12-02-1976, fue lanzado desde el Cosmódromo de Plesetsk el satélite Cosmos-803 a una órbita casi circular con una inclinación característica de 66°; el interceptor Cosmos-804 fue lanzado el 16-02-1976, que luego de complejas maniobras, entró en una órbita cercana al satélite Cosmos-803, pasando a poca velocidad, la interceptación se produjo sobre el territorio de la URSS, por lo que el satélite Cosmos-804 no explotó, sino que abandonó la órbita.

El siguiente satélite interceptor, Cosmos 814, sería lanzado el 13-04-1976, (4 minutos después de que el satélite Cosmos-803 pasara sobre el Cosmódromo de Baikonur) a una órbita elíptica mucho más baja, por lo que comenzó a adelantar rápidamente al objetivo y, después de haber encendido el motor 42 min. después del lanzamiento, pasó a menos de 1 Km del satélite Cosmos-803; luego de la interceptación exitosa, el satélite Cosmos-814 abandonaría la órbita quemándose en la atmósfera.

El 8-07-1976, Cosmos-839 fue lanzado a la órbita más alta utilizada por objetivos con un apogeo de 2102 Km y un perigeo de 984 Km; cuando el satélite Cosmos-843 se lanzó el 21-07-1976, aparentemente no pudo entrar en la órbita del interceptor por problemas y entró en la atmósfera (análisis de los elementos orbitales y la comparación con pruebas posteriores sugirieron que la interceptación debía realizarse a una altitud de 1630 Km).

La reanudación de las pruebas, además de nuevas técnicas de encuentro, reduciendo el tiempo de intercepción o ampliando el alcance, incluía el desarrollo de una nueva técnica de orientación, los primeros interceptores se apuntaban mediante radares (relativamente fáciles de bloquear), la resistencia del sistema a las contramedidas aumentaría significativamente mediante el uso de sensores ópticos que respondían a la luz solar reflejada o a la radiación térmica del propio satélite; se cree que el sistema de guía por IR se utilizó por primera vez a finales de 1976 durante la interceptación del satélite Cosmos 880 por el Cosmos 886, después de dos órbitas, Cosmos-886 pasaría cerca del objetivo y luego explotaría.

El 19-05-1977, el satélite Cosmos-909 sería lanzado a una órbita similar a la del satélite Cosmos-839, se intentó interceptarlo en la primera órbita a una altitud de 1710 Km, pero Cosmos-910 llegó al punto de intercepción en el momento equivocado y entró en la atmósfera 70 min después del lanzamiento (debido a la brevedad del vuelo del satélite Cosmos-910, sólo uno de los radares de Estados Unidos, ubicado las islas Aleutianas, logró detectarlo).

Otro intento tuvo lugar el 17-06-1977, esta vez el satélite Cosmos-918 se acercó con éxito en la primera órbita a menos de 1 Km del satélite Cosmos-910 a una altitud de 1575 Km sobre la Tierra; el siguiente objetivo sería lanzado a una órbita elíptica con un perigeo de 150 Km y fue a esta altitud donde sería interceptado el 29-10-1977 por el satélite interceptor Cosmos-961, ampliando así el rango inferior de actuación del sistema antisatélite.

La segunda prueba con guía óptica o térmica, se llevaría a cabo por el satélite Cosmos-967, lanzado a una órbita casi circular a una altitud de unos 1000 Km y el 21-12-1977, el Cosmos-970 intentó interceptarlo a lo largo de una trayectoria de dos órbitas, sin embargo, el error resultó ser demasiado significativo y la prueba se consideró un fracaso, al igual que el segundo intento de interceptar al satélite Cosmos-967 por el Cosmos-1004 el 19-05-1978.

La última prueba tuvo lugar inmediatamente antes del inicio de las negociaciones URSS-Estados Unidos sobre la limitación de las armas antisatélite, pero durante los dos años siguientes, mientras continuaban las negociaciones, se suspendieron los lanzamientos; en la última de las tres sesiones de negociación que tuvieron lugar antes de la firma del Tratado SALT II, una moratoria sobre los sistemas antisatélites parecía inevitable, sin embargo, los soviéticos comenzaron a insistir en que el STS de Estados Unidos era una potencial arma antisatélite y que debería estar cubierto por la moratoria; por lo que en 1980, la URSS reanudó las pruebas reduciendo su frecuencia a una vez al año y todos ellos permitían la interceptación de objetivos en dos órbitas a una altitud de 1000 Km; se cree que el desarrollo de sensores IR continuó y las pruebas no tuvieron éxito (con excepción de la interceptación del satélite Cosmos-1241 por el satélite Cosmos-1258 en 1981, cuando se volvió a utilizar la guía por radar en lugar de la guía IR); el intento de interceptar al satélite Cosmos-1169 por parte del Cosmos-1174 no tuvo éxito, ya que, a diferencia de otras pruebas, el interceptor no realizó una maniobra final inmediatamente antes de acercarse al objetivo, aparentemente destinada a la orientación final después de que el objetivo fuera capturado por los sensores a bordo, el satélite explotó sólo dos órbitas después de acercarse al objetivo, el 18-06-1982 fue lanzado el satélite Cosmos 1379, si bien logró llegar al punto de encuentro, su detonador se disparó muy pronto no pudiendo destruir el satélite objetivo.

La última prueba formaba parte del mayor ejercicio de las fuerzas nucleares soviéticas, dos misiles ICBM SS-11 con base en silos fueron lanzados sobre el curso de un misil móvil de medio alcance SS-20 y un misil balístico de un submarino clase Delta, se dispararon dos misiles antimisiles contra las ojivas de estos misiles y, al mismo tiempo, el satélite Cosmos-1379 interceptaría un objetivo que simulaba la navegación de tránsito de un satélite de Estados Unidos, además, durante las 3 hrs entre el lanzamiento del interceptor y su aproximación al objetivo, se lanzaron satélites de navegación y reconocimiento fotográfico desde los Cosmódromos de Plesetsk y Baikonur.

Satélites de reconocimiento electrónico (ELINT)

A mediados de 1960 se había tomado la decisión de desarrollar un sistema satelital de vigilancia de los océanos que tendría que determinar con precisión la ubicación de sistemas navales estadounidenses que eran los objetivos de los misiles; asignado a la oficina de diseño OKB-52, se le llamó Sistema de Detección y Reconocimiento Marítimo Basado en el Espacio (MKRT), que se dividió en dos componentes a principios de 1961.

Uno era una nave espacial activa (EORSAT) con un potente radar de propulsión nuclear como medio principal para detectar barcos en la superficie del océano, y el otro era un satélite pasivo (EORSAT) con sistemas de inteligencia electrónica (ELINT) para monitorear y detectar transmisiones de barcos para complementar esa información de radar.

La oficina KB-1 no sólo abandonaría la idea de un satélite de reconocimiento electrónico multipropósito, sino que dividiría en dos subsistemas a los satélites Tselina, el Tselina-O para reconocimiento en un área determinada y el satélite Tselina-D con equipos mas modernos; los satélites de reconocimiento de área estudiarían el terreno electrónico para compilar y actualizar los datos electrónicos del orden de batalla y proporcionar una estimación aproximada de dónde estaban ubicadas las fuentes y enfrentarse a combatientes y submarinos.

Un obstáculo importante para unificar los dos sistemas fue la rivalidad entre las diferentes ramas de las fuerzas armadas para hacerse con la responsabilidad de los proyectos espaciales militares, mientras que los satélites Tselina estaban dirigidos por la Fuerza Espacial, el satélite EORSAT era un proyecto de la Marina; los intentos en la década de 1960 de concentrar la responsabilidad de todos los satélites militares en una sola rama de las fuerzas armadas fracasaron; aunque los satélites Tselina también cumplieron una función de vigilancia de los océanos, no era su misión principal, pero hubo una presión considerable tanto por parte del Ministerio de Construcción de Maquinaria General, como de la rama espacial de las Fuerzas de Cohetes Estratégicos para no construir los satélites EORSAT e incorporar sus satélites en el sistema Tselina.

Finalmente, los especialistas de la Armada soviética pudieron demostrar que el sistema Tselina no sería capaz de proporcionar el tipo de datos de precisión necesarios para disparar con precisión misiles antibuque; la idea de combinar los sistemas EORSAT y Tselina fue rechazada por una comisión especial y por la Comisión Industrial Militar.

Los sistemas RORSAT y EORSAT fueron diseñados para ser sistemas interdependientes que utilizaban órbitas sincronizadas y compartían las mismas instalaciones terrestres, además, la US Navy fue percibida como la mayor amenaza para la nación, lo que justificaba la necesidad de un sistema de monitoreo de océanos específico y la ubicación y características exactas del radar

A pesar de todos los detalles de la fotografía espacial, las imágenes ópticas sólo revelarían la apariencia y ubicación de los objetos observados, escuchar la radiación en el alcance de la radio permite determinar con mayor precisión el propósito de las instalaciones militares, sus características y modo de operación, así, el registro de la radiación de las estaciones de radar permite determinar su alcance, sensibilidad y volumen cubierto, facilitando la creación de contramedidas; la intensidad del intercambio de radio entre el cuartel general y las unidades de las fuerzas armadas muestra el modo de su funcionamiento, y un cambio brusco puede indicar un reagrupamiento inminente de fuerzas incluso antes de que se detecten los cambios correspondientes en las imágenes ópticas.

La identificación de satélites destinados a la escucha pasiva de señales de radio es mucho más difícil e incierta que en el caso del reconocimiento óptico; sin embargo, formulando los requisitos generales para un sistema de reconocimiento electrónico espacial, es posible determinar cuál de los sistemas satelitales observados los satisface mejor; la tarea de escuchas de radio requiere cobertura global, por lo que los satélites deben lanzarse a órbitas de alta inclinación, el sistema debe permitir una escucha repetida de cada zona a lo largo del día para complicar las medidas de enmascaramiento de radio, los satélites deben volar lo más bajo posible para detectar señales débiles, pero lo suficientemente alto como para que la duración de su existencia orbital supere la vida útil de los equipos a bordo (el sistema de corrección de órbita es innecesario, ya que los satélites de reconocimiento electrónico reciben señales de toda la zona de visibilidad a la vez y, por lo tanto, no necesitan tanta precisión de orientación como los satélites de reconocimiento fotográfico).

El primer sistema espacial soviético asociado con la implementación del reconocimiento electrónico comenzó a implementarse en 1967 y constaba de 4 satélites en órbitas casi circulares con una altitud promedio de 525 Km y una inclinación de 74° (los satélites de reconocimiento electrónico de Estados Unidos lanzados entre 1962 y 1971 se colocaron en las mismas órbitas y, desde 1966 incluso utilizaron la misma inclinación).

Los primeros satélites Cosmos, cuya masa podía alcanzar 1 tn de peso, serían lanzados desde el Cosmódromo de Plesetsk mediante el cohete Kosmos S-1, y se lanzarían reemplazos de los satélites antes de que la resistencia atmosférica los expulsara de su órbita; desde 1970 a 1977, se llevaron a cabo un promedio de 4 lanzamientos al año; desde 1978, la frecuencia de los lanzamientos disminuyó, y en 1982 se detuvieron, dando paso a un nuevo sistema.

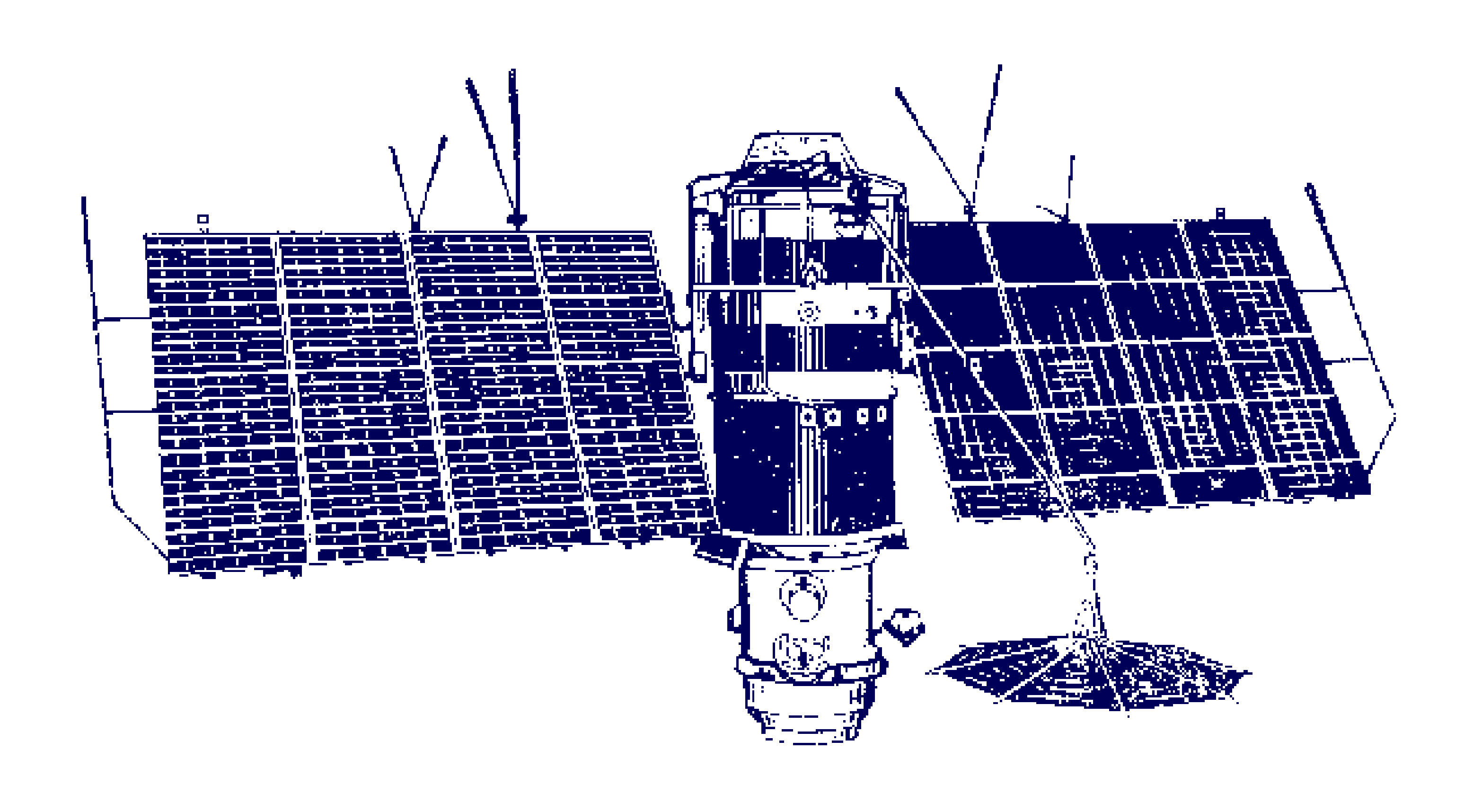
La 2° generación de satélites comenzó su lanzamiento en 1970 y al principio fueron confundidos con satélites meteorológicos Meteor, ya que fueron lanzados por cohetes Vostok a órbitas circulares con una altitud de 650 Km y una inclinación de 81,2°; desde 1971, todos los satélites Meteor comenzaron a colocarse en órbitas de 900 Km de altitud; la continuación de lanzamientos de satélites Cosmos a la misma órbita se atribuyó durante algún tiempo al despliegue de un sistema meteorológico militar similar al sistema DMSP estadounidense creado por la USAF.

En 1975, se determinó el intervalo entre los planos orbitales en el sistema creado, 60° en lugar de 90° para el satélite Meteor; después de 1978, el sistema de reconocimiento electrónico basado en los misiles S-1 comenzó a eliminarse gradualmente y el grupo similar al satélite Meteor finalmente fue reconocido como la 2° generación de satélites de reconocimiento electrónico; la posibilidad de lanzar cargas pesadas a órbitas circulares se presentó con la llegada del cohete Tzyklon (F-2), que desde 1978, también comenzó a utilizarse para lanzamientos a una órbita de 650 Km de altura, pero con una inclinación de 82,6° en lugar de 81,2°.

Dos de los tres satélites lanzados durante la fase de pruebas de vuelo del cohete Tzyklon fueron declarados oceanográficos experimentales, y en 1981, luego del lanzamiento del satélite Cosmos-1300, comenzó la formación de un grupo paralelo al sistema de reconocimiento por radar de 2° generación.

La diferencia en las trayectorias de lanzamiento estándar y las inclinaciones orbitales finales no permitió la sustitución directa de satélites en una constelación ya creada (esta es en parte la razón por la que la transición de los cohetes Vostok a los cohetes Tzyklon duró 2 años y, en el proceso, se lanzaron nuevos satélites a órbitas espaciadas a 45 o 90° entre sí, antes de la configuración de 60°; el sistema orbital con una inclinación de 82,6° fue completamente equipado con satélites en 1985, la recepción de señales de telemetría indicaría que podía operar más de un satélite simultáneamente, por lo que se realizaron nuevos lanzamientos no solo para reemplazar los fallidos, sino también con anticipación; en los últimos años, disminuyó la frecuencia de lanzamientos, indicando una mayor duración de la existencia de satélites de este tipo o la creación de una reserva orbital; el último sistema asociado al reconocimiento electrónico global, constaba de satélites colocados en órbitas circulares con una altitud de 850 Km y una inclinación de 71°; aunque la inclinación orbital de estos satélites es menor que la de la familia anterior, la cobertura polo a polo se mantenía debido a la mayor altitud de vuelo, y el período orbital de poco menos de 102 min proporcionaba una reproducción casi exacta de la trayectoria diaria a través de 14 órbitas; estas circunstancias permitieron, luego del primer lanzamiento en 1984, concluir que estos dispositivos representaban una nueva generación de satélites de reconocimiento electrónico (antes del intento de lanzar un satélite similar el 27-07-1991, se lo anunció oficialmente como un satélite con fines técnico-militares destinado a monitorear la implementación de las obligaciones de los tratados sobre cuestiones de desarme).

El vehículo de lanzamiento estándar para satélites de este tipo fue el cohete Zenith, pero debido a un retraso en su desarrollo (su primer lanzamiento de prueba tuvo lugar en 1985); los satélites Cosmos-1603 y Cosmos-1656 fueron lanzados en 1984 y 1985 a bordo de cohetes Protón D-1-e, utilizando en una órbita de 850 Km de altitud con una inclinación de 71°.



Satélites US-A RORSAT (Radar Ocean Reconnaissance Satellite)

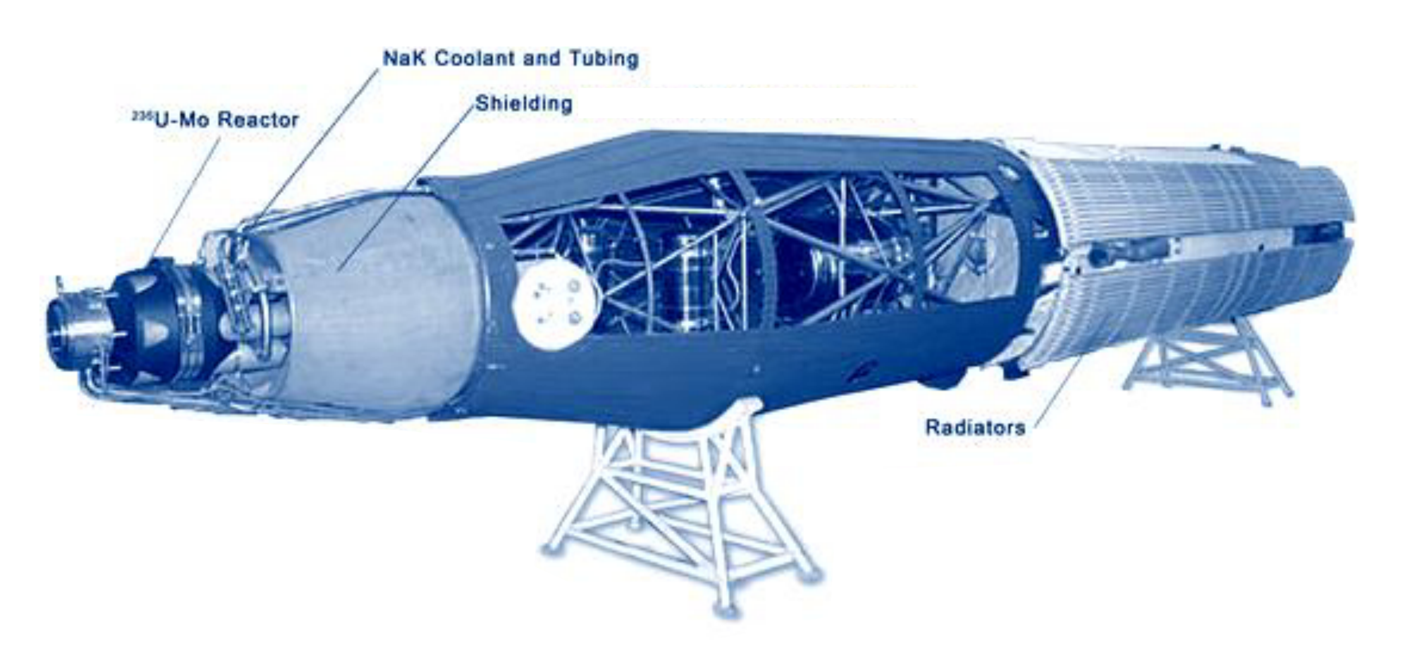
A diferencia de los sistemas pasivos de escucha de radio que registran las emisiones de los propios objetos, los propios sistemas activos generan un haz irradiante de ondas electromagnéticas y, al recibir ondas reflejadas, pueden detectar objetos que observan el silencio de radio, dado que la señal reflejada contiene información tanto sobre la distancia al objeto (retraso) como sobre su velocidad relativa (desplazamiento de frecuencia Doppler), el procesamiento de la señal del radar permite reconstruir una imagen del área, aunque no en el visible, sino en el alcance de radio; es importante que los sistemas de radar permitan obtener imágenes independientemente de las condiciones de iluminación y de la presencia de nubes, principal obstáculo para la obtención de imágenes ópticas.

Sin embargo, para obtener imágenes con el mismo detalle que el sistema óptico, el radar tendría que tener una antena de tamaño tantas veces mayor que la lente del sistema óptico, ya que la longitud de las ondas de radio utilizadas es mayor que la longitud de onda de luz visible; al utilizar el rango de decímetros (dm), la diferencia es de 5 órdenes de magnitud y el equivalente a una lente de 10 cm sería una antena de 10 Km (la creación de una antena real de tales dimensiones se puede evitar debido a que las ondas electromagnéticas utilizadas en el lugar son coherentes, permitiendo sintetizar una apertura artificial en el tiempo a partir de posiciones sucesivas de una antena física que se mueve en órbita y con tamaños de antena técnicamente imaginables, acercando la resolución de los radares de imágenes a los sistemas ópticos); otra cuestión crítica para los radares espaciales es el suministro de energía, ya que el consumo de energía del emisor es proporcional a la cuarta potencia del rango operativo y se requieren paneles solares extremadamente grandes para alimentar el radar orbital, provocando un importante frenado aerodinámico; el consumo de energía se puede ser menor reduciendo la altitud de la órbita, pero al mismo tiempo aumentaría el frenado atmosférico debido a la densidad del medio.

En la URSS se llegó a un compromiso sobre el camino hacia el uso de reactores nucleares, los lanzamientos de satélites con sistemas radáricos con reactores nucleares comenzaron en 1967, cuando fueron lanzados desde Baikonur a bordo de cohetes F-1 a órbitas circulares de entre 250 a 260 Km de altura, con una inclinación de 65°, esta altitud proporcionaba suficiente sensibilidad del localizador, pero una vida orbital corta, por lo que para evitar una rápida caída del reactor a la Tierra, los satélites, al finalizar su existencia activa, se transferían a una órbita de 1000 Km de altitud, donde el reactor gastado debería durar entre 300 y 600 años (el desarrollo de los reactores nucleares espaciales estuvo acompañado de importantes problemas técnicos que obligaron, por razones de seguridad, a ponerlos en órbita alta pocos días después del lanzamiento).

Desde 1974, los satélites comenzaron a volar en parejas, lo que podría interpretarse como una transición a un funcionamiento limitado, se lanzaron pares de satélites de radar a órbitas coplanares y se seleccionó la distancia angular entre ellos en el plano de modo que las bandas vistas por ambos en cada órbita fueran adyacentes entre sí, además, ambos satélites se desplazaban siguiendo una trayectoria terrestre común, pasando por los mismos puntos dos o tres días después uno del otro; durante todo el período de existencia activa, las altitudes orbitales se mantuvieron mediante motores a bordo dentro de límites que garantizaban una reproducción precisa de la trayectoria terrestre cada 111 órbitas después de 7 días; estos satélites Cosmos denominados US-A RORSAT (Satélite de Reconocimiento Oceánico por Radar), eran capaces de detectar barcos del tipo destructor en ausencia de olas y de portaaviones en mares agitados.




NaK Coolant and Tubing
Shielding
235U-Mo Reactor
Radiators

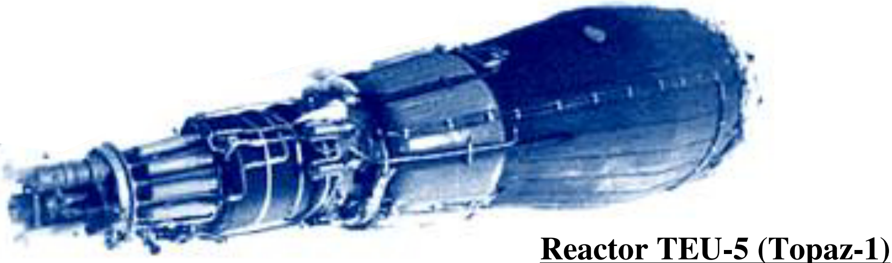


Lanzamientos satélites Cosmos (US-A RORSAT)

Satélite, Lanzamiento, Cohete portador, Período de operación (hrs/días), Reactor

Cosmos-102, 27-12-1965, Vostok R-7.
Cosmos-125, 21-07-1966, Vostok R-7.
Cosmos-198, 27-12-1967, Tzyklon-2A, 1día.
Cosmos-209, 22-03-1968, Tzyklon-2A, 1día.
Cosmos-367, 03-10-1970, Tzyklon-2A, menos de 3hrs.
Cosmos-402, 01-04-1971, Tzyklon-2, menos de 3hrs.
Cosmos-469, 25-12-1971, “ , 9 días.
Cosmos-516, 21-08-1972, “ , 32 días, BES-5.
Cosmos-626, 27-12-1973, “ , 45 días, BES-5.
Cosmos-651, 15-05-1974, “ , 71 días, BES-5.
Cosmos-654, 17-05-1974, “ , 74 días, BES-5.
Cosmos-723, 21-04-1975, “ , 43 días, BES-5.
Cosmos-724, 27-04-1975, “ , 65 días, BES-5.
Cosmos-785, 12-12-1975, “ , menos de 3 hrs, BES-5.
Cosmos-860, 17-10-1976, “ , 24 días, BES-5.
Cosmos-861, 21-10 1976, “ , 60 días, BES-5.
Cosmos-952, 16-09-1977, “ , 21 días, BES-5.
Cosmos-954, 18-09-1977, “ , 43 días, BES-5 (reentrada atmosférica del reactor).
Cosmos-1176, 29-04-1980, “ , 134 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1249, 05-05-1981, “ , 105 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1266, 21-04-1981, “ , 8 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1299, 24-08-1981, “ , 12 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1365, 14-05-1982, “ , 135 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1372, 11-06-1982, “ , 70 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1402, 30-10-1982, “ , 120 días, BES-5 modificado, (reentrada atmosférica del reactor).
Cosmos-1412, 21-10-1982, “ , 39 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1579, 29-06-1984, “ , 90 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1607, 31-10-1984, “ , 93 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1670, 01-08-1985, “ , 83 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1677, 23-08-1985, “ , 60 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1736, 21-03-1986, “ , 92 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1771, 20-08-1986, “ , 56 días, BES-5 modificado.
Cosrnos-1818, 02-02-1987, “ , TEU-5 (Topaz-1)
Cosmos-1867, 10-06-1987, “ , TEU-5 (Topaz-1)
Cosmos-1900, 12-12-1987, “ , 124 días, BES-5 modificado.
Cosmos-1932, 14-03-1988, “ , 66 días, BES-5 modificado.

Reactor BES-5



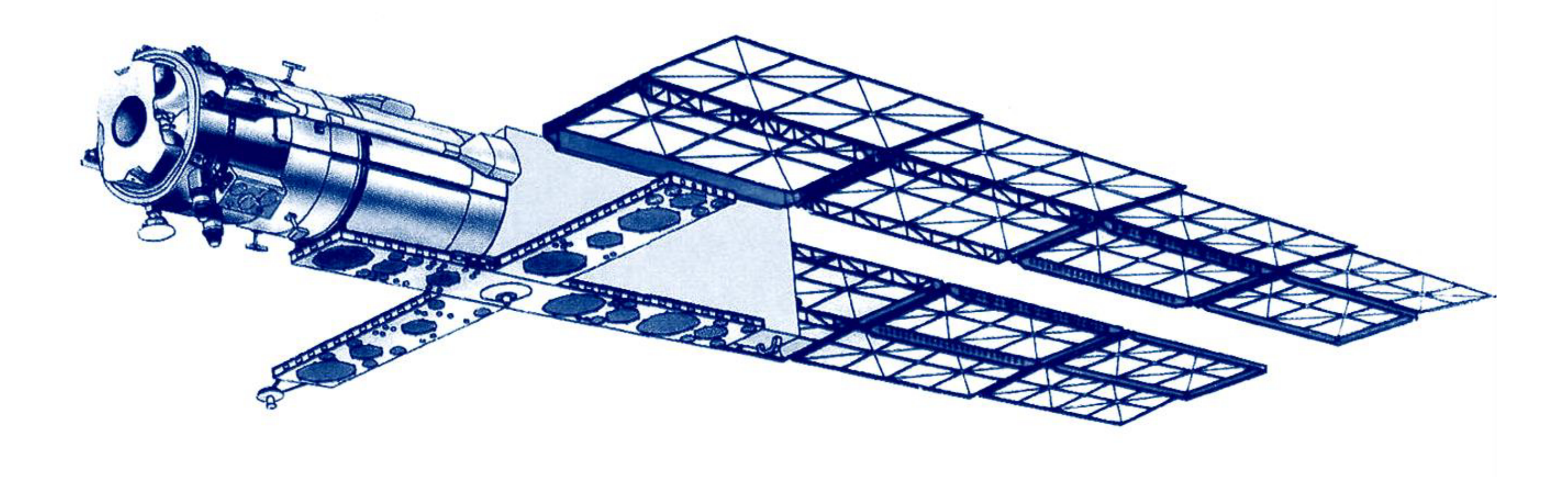
Reactor TEU-5 (Topaz-1)

Satélites US-P EORSAT (Electronic Ocean Reconnaissance Satellite)

Los satélites pasivos, diseñados para determinar la ubicación de los buques de guerra occidentales mediante sus propias emisiones de radio, comenzaron a lanzarse en 1974, estos nuevos satélites, denominados EORSAT (Satélite de Reconocimiento Electrónico Oceánico) fueron lanzados desde el Cosmódromo de Baikonur a bordo de cohetes Kosmos F-1-m a órbitas con una inclinación de 65°; el uso de una técnica pasiva permitió elevar sus órbitas a una altitud de 430 x 445 Km, reduciendo la resistencia atmosférica y ampliando el rango de visión, la altitud de apogeo y perigeo se mantuvo dentro de límites muy estrechos, desviándose de los valores nominales en no más de 3 Km, asegurando una repetición exacta de la zona terrestre después de 61 órbitas cada 4 días, para ello, se realizaba cada 2-3 días una activación correctiva de los motores de bajo empuje (en casi todos los sistemas de vigilancia espacial se utilizaron órbitas múltiples, pero sólo los satélites RORSAT y EORSAT mantuvieron su trayectoria con tanta precisión); la ausencia de reactores nucleares a bordo de los satélites EORSAT, eliminaba la necesidad de enviarlos a altas órbitas, sin embargo, una vez finalizada la operación activa, realizaban una maniobra para abandonar la órbita, cambiando ligeramente su altitud, después de lo cual pasaban a un descenso de modo natural.

A finales de octubre de 1977, el satélite Cosmos-954 detuvo las correcciones orbitales regulares, pero no fue posible transferirlo a una órbita mas alta, el 6-01-1978, el satélite se despresurizó repentinamente, lo que provocó que fallaran los sistemas a bordo, el descenso incontrolado del satélite bajo la influencia de la alta atmósfera terminaría el 24-01-1978 con la salida de órbita y caída de desechos radiactivos en el N de Canadá, el accidente provocó una larga suspensión de los vuelos de los satélites RORSAT para mejorar su diseño.

Los lanzamientos de satélites EORSAT se hicieron más frecuentes en esta época y, a partir de 1979, también comenzaron a volar en parejas, estos pares también eran coplanares al principio, pero los satélites se colocaron en un plano desplazado en un cuarto o media órbita, asegurando el movimiento a lo largo de una trayectoria común con un intervalo de 1 o 2 días; cuando se compensaban media órbita, las vueltas sucesivas de cada dispositivo quedaban exactamente a mitad de camino entre la órbita del anterior dando una cobertura más uniforme, mientras que el uso de un cuarto de órbita compensado en algunos casos sugería que un despliegue completo del sistema podría incluir la colocación de cuatro satélites al mismo tiempo, sin embargo, la duración alcanzada por los satélites activos no permitió lograrlo, y cuando se reanudaron los lanzamientos de satélites RORSAT en 1980, los dos sistemas comenzaron a usarse juntos.



El satélite Cosmos-1176 fue lanzado a un plano a 146° del plano orbital del único satélite EORSAT en ese momento; debido a la diferencia de altitud, las velocidades de precesión de las órbitas eran ligeramente diferentes y el ángulo aumentaba gradualmente, pero la velocidad de su cambio era lo suficientemente pequeña (1° cada 3 días) como para que la configuración no cambiara mucho durante la operación conjunta, en todos los casos posteriores, cuando se lanzó un RORSAT, y solo había un EORSAT operativo en órbita, la distancia angular inicial entre los nodos ascendentes de sus órbitas se seleccionó dentro del rango de 142-146°.

Antes de la caída del satélite Cosmos-954, la duración de funcionamiento de los satélites RORSAT no excedía de un mes; Cosmos 1176 operó durante 134 días; en 1981, dos satélites RORSAT tuvieron que ser trasladados a órbitas seguras 8 y 13 días después del lanzamiento, indicando que los problemas continuaban; en ese momento, la durabilidad promedio de los EORSAT pasivos ya había alcanzado casi 6 meses; el tiempo operativo limitado de los satélites RORSAT llevaría a sincronizar sus lanzamientos con períodos esperados de mayor actividad naval, y correlacionados con ejercicios importantes de la US Navy y la OTAN, así como con la propia flota de la URSS.

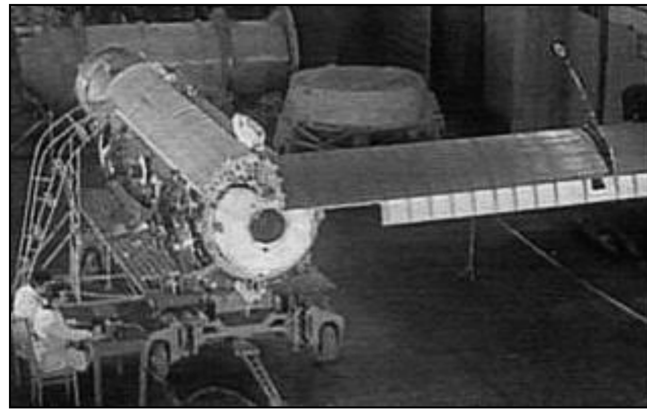
Los vuelos en pareja de los satélites RORSAT no se reanudaron hasta mediados de 1982; el 28-12-1982, el satélite Cosmos-1402, que había estado en funcionamiento desde el 30-10, no pudo ser transferido a una órbita alta y comenzó un descenso incontrolado (las mejoras estructurales tras el accidente anterior permitieron separar el núcleo de la vasija del reactor resistente al calor y evitar una caída compacta de escombros), el núcleo entró en la atmósfera el 7-02-1983 y los productos radiactivos de la fisión se dispersaron por el Atlántico Sur.

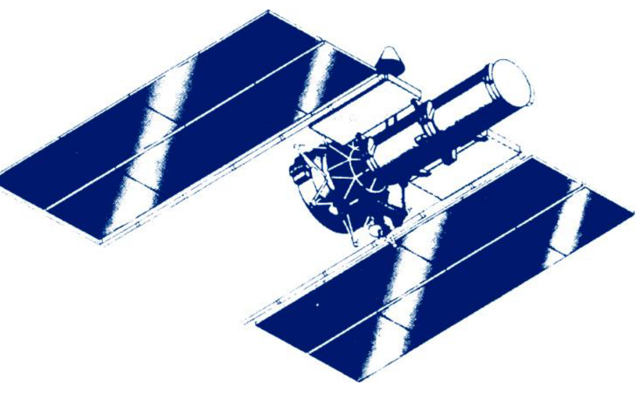
El accidente del Cosmos-1402 obligó a interrumpir los lanzamientos de los satélites RORSAT durante un año y medio; los vuelos en pareja no se reanudaron hasta 1985; en ese momento, los EORSAT ya habían logrado una presencia casi continua en órbita de dos satélites simultáneamente y en algunos puntos había tres satélites en órbita espaciados 90° entre sí, sin embargo, nunca fue posible completar el plano orbital y, aparentemente, por esta razón, en 1986 el satélite Cosmos-1735 probó una nueva órbita, su altitud era de 405 x 417 Km y una reducción del período orbital de 93,3 a 92,7 min aseguraba que la trayectoria terrestre se reprodujera en 46 órbitas en lugar de 61; el satélite Cosmos-1737 sería puesto en órbita con una inclinación de 73,4° (el más alto jamás utilizado durante los lanzamientos desde el Cosmódromo de Baikonur), su altura se seleccionó para proporcionar 46 órbitas en 3 días, en esta órbita se mejoraron las condiciones para la observación de las regiones polares, el satélite estuvo operativo durante 8 meses, posteriormente fue retirado de la órbita.

Los satélites EORSAT comenzaron a ser retirados de su órbita al finalizar el trabajo mediante un impulso de frenado y no mediante una aceleración gradual como antes, el satélite Cosmos-1737 sigue siendo el único satélite EORSAT que fue frenado antes de su entrada inmediata a la atmósfera; en 1987, la experimentación se extendió a los satélites RORSAT, el satélite Cosmos-1900 sería lanzado a una órbita ligeramente más alta que la estándar de 255 x 270 Km, asegurando una repetición de la trayectoria terrestre después de 6 días (95 órbitas).

Durante 1987 fueron lanzaron satélites equipados con nuevos reactores nucleares, Cosmos-1818 y Cosmos-1867 se pusieron inmediatamente en una órbita de 800 Km de altitud, tenían una longitud de 10 m; 1,3 m de diámetro y un peso de 3,8 tn (1250 Kg correspondían al reactor nuclear termoiónico Topaz, cargado con 31,1 Kg de U-235 al 90 %); todos los lanzamientos de satélites EORSAT fueron lanzados desde el Cosmódromo de Baikonur a bordo de cohetes Tsyklon-2.

Satélite, Fecha lanzamiento, Cohete portador, Tiempo operativo, Reentrada atmosférica



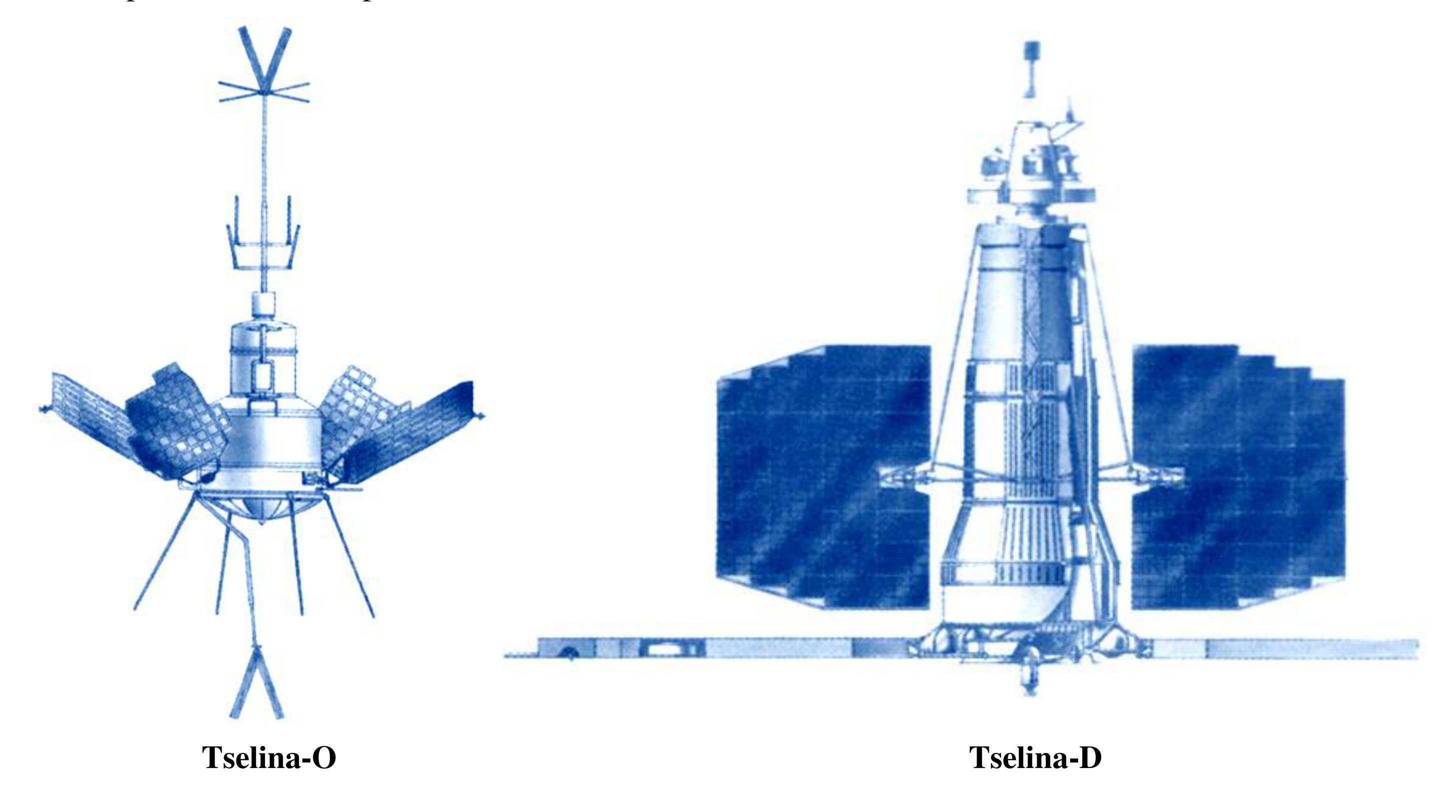


Cosmos-699, 24-12-1974, Tsyklon-2, - - - - - - , 16-10-1977
Cosmos-777, 29-08-1975, “ , - - - - - - , 03-06-1976
Cosmos-838, 21-07-1976, “ , - - - - - - , 23-08-1977
Cosmos-868, 26-11-1976, “ , - - - - - - , 08-07-1978
Cosmos-937, 24-08-1977, Tsyklon-2, 196 días, 19-10-1978
Cosmos-1094, 18-04-1979, “ , - - - - - - , 07-11-1979
Cosmos-1096, 25-04-1979, “ , - - - - - - , 24-11-1979
Cosmos-1167, 14-03-1980, “ , 372 días, 11-10-1981
Cosmos-1220, 04-11-1980, “ , 145 días
Cosmos-1260, 21-03-1981, Tsyklon-2, 176 días, 22-05-1982
Cosmos-1286, 04-08-1981, “ , 224 días, 16-08-1982
Cosmos-1306, 14-09-1981, “ , 150 días, 16-07-1982
Cosmos-1337, 11-02-1982, “ , 8 días , 25-07-1982
Cosmos-1355, 29-04-1982, “ , 249 días, 27-08-1983
Cosmos-1405, 04-09-1982, “ , 91 días, 05-02-1984
Cosmos-1461, 05-07-1983, “ , 268 días
Cosmos-1507, 29-08-1983, “ , 222 días, 19-08-1987
Cosmos-1567, 30-05-1984, “ , 538 días, 03-04-1986
Cosmos-1588, 07-08-1984, “ , 341 días, 17-02-1988
Cosmos-1625, 23-01-1985, “ , - - - - - - , 25-01-1985
Cosmos-1646, 18-04-1985, “ , 312 días, 02-05-1988
Cosmos-1682, 19-09-1985, “ , 382 días, 17-05-1988
Cosmos-1735, 27-02-1986, “ , 576 días, 17-11-1988
Cosmos-1737, 24-03- 1986, “ , 254 días, 03-12-1986
Cosmos-1769, 04-08-1986, “ , 367 días, 18-02-1988
Cosmos-1834, 08-04-1987, “ , 510 días, 13-10-1988
Cosmos-1890, 10-10-1987, Tsyklon-2, - - - - - - , 26-12-1988
Cosmos-1949, 28-05-1988, “ , 662 días, 23-04-1990
Cosmos-1979, 18-11-1988, “ , 374 días, 25-12-1989
Cosmos-2033, 24-07-1989, “ , 516 días, 06-01-1991
Cosmos-2046, 27-09-1989, “ , 560 días, 16-04-1991
Cosmos-2051, 24-11-1989, “ , 260 días, 21-01-1991
Cosmos-2060, 14-03-1990, “ , 527 días, 01-09-1991
Cosmos-2096, 23-08-1990, “ , 710 días, 30-08-1992
Cosmos-2103, 14-11-1990, “ , 49 días, 03-04-1991
Cosmos-2107, 04-12-1990, “ , 461 días, 06-04-1992
Cosmos-2122, 18-01-1991, “ , 775 días, 28-03-1993
Cosmos-2238, 30-03-1993, “ , 540 días, 09-12-1994
Cosmos-2244, 28-04-1993, “ , 657 días, 18-03-1995
Cosmos-2258, 07-07-1993, “ , 603 días, 08-06-1995
Cosmos-2264, 17-09-1993, “ , 564 días, 07-08-1995
Cosmos-2293, 02-11-1994, “ , 509 días, 13-03-1996
Cosmos-2313, 08-06-1995, “ , 683 días, 11-07-1997
Cosmos-2326, 20-12-1995, “ , 659 días, 08-11-1997
Cosmos-2335, 11-12-1996, “ , - - - - - -, - - - - - - -
Cosmos-2347, 09-12-1997, “ , operacional

Satélites Tselina

No sólo se abandonó la idea de un satélite de reconocimiento electrónico multipropósito, sino que al final incluso el propio Tselina se dividió en dos subsistemas Tselina-O que estudiarían el terreno electrónico para compilar y actualizar los datos electrónicos del orden de batalla y proporcionar una estimación aproximada de dónde estarían ubicadas las fuentes; tenían un peso de entre 339 y 434 Kg con una masa de carga útil entre 170 y 190 Kg; constaba de dos secciones, una de 1,2 m de diámetro y la otra de 0,8 m; fueron construidos utilizando algunos elementos de satélites construidos anteriormente, utilizaban paneles solares y llevaban varias antenas de interceptación en su parte exterior; en su interior llevaba 10 receptores HF, y fueron diseñados para proporcionar una estimación aproximada de la ubicación de fuentes emisoras de radio midiendo el desplazamiento Doppler de la frecuencia portadora y la amplitud de las señales desde diferentes puntos de sus órbitas, la información se almacenaría a bordo y se arrojaría a tierra una o dos veces al día; al ser el más simple de los dos sistemas, los satélites Tselina-O estaban listos para su despliegue primero; a partir de 1968, se introdujo el sistema Tselina-OM, cuyos vuelos de prueba terminaron en 1970; la publicación de un decreto del gobierno el 26-03-1972 declararía al sistema oficialmente operativo; mientras la serie de satélites Tselina-OM comenzaba sus vuelos de prueba, se continuó el trabajo de diseño de una serie de satélites mas complejos denominados Tselina-D, pesaban 1750 Kg y tenían una carga útil de 630 Kg, uno de ellos estaba equipado con sensores para registrar las vibraciones a las que estaría expuesto durante el lanzamiento

Una desventaja importante de los satélites soviéticos era su incapacidad para enviar datos en tiempo real a la Tierra, eran programados una vez al día por estaciones terrestres de la URSS para llevar a cabo entre 7 y 11 misiones de recogida de datos pre programada, y se enviarían a través de 10 canales de telemetría separados; cada satélite estaba equipado con dos unidades de grabación/reproducción; la precisión de la ubicación era de aprox. 37 Km para objetivos estacionarios y alrededor de 185 Km para objetivos móviles; la trayectoria terrestre se repetía cada tres días (un patrón repetidor de 44 circuitos), lo que, dada la inclinación de 82,5°; en 1975 se lanzaban los satélites a planos orbitales espaciados a 60°.



Tselina-O **Tselina-D**

Lanzamientos satélites Tselina

Satélite, Fecha lanzamiento, Cohete portador, Perigeo/Apogeo (Km), Reentrada atmosférica

Cosmos-189, Tselina O , 30-10-1967, Kosmos-3M, 526 x 574, 08-06-1978
Cosmos-200, Tselina O , 19-01-1968, Kosmos-3M, 516 x 536, 24-02-1973
Cosmos-250, Tselina OM, 30-10-1968, Kosmos-3M, 520 x 539, 15-02-1978
Cosmos-269, Tselina OM, 05-03-1969, Kosmos-3M, 520 x 541, 21-10-1978
Cosmos-315, Tselina OM, 20-12-1969, Kosmos-3M, 516 x 538, 25-03-1979
Cosmos-330, Tselina OM, 07-04-1970, Kosmos-3M, 512 x 530, 12-06-1979
Cosmos-387, Tselina OM, 16-12-1970, Kosmos-3M, 524 x 537, 19-01-1980
Cosmos-389, Tselina D , 18-12-1970, Vostok-2M , 638 x 687, 24-11-2003
Cosmos-395, Tselina D , 17-02-1971, Vostok-2M , 527 x 543, 06-04-1980
Cosmos-405, Tselina D , 07-04-1971, Vostok-2M , 672 x 679
Cosmos-425, Tselina OM, 29-05-1971, Kosmos-3M, 507x 548, 15-01-1980
Cosmos-436, Tselina OM, 07-09-1971, Kosmos-3M, 509 x 541, 04-01-1980
Cosmos-437, Tselina OM, 10-09-1971, Kosmos-3M, 519 x 542, 29-03-1980
Cosmos-460, Tselina OM, 30-11-1971, Kosmos-3M, 516 x 538, 05-03-1980
Cosmos-476, Tselina D , 01-03-1972, Vostok-2M , 613 x 633, 25-10-1991
Cosmos-479, Tselina OM, 22-03-1972, Kosmos-3M, 512 x 538, 13-02-1980
Cosmos-500, Tselina OM, 10-07-1972, Kosmos-3M, 506 x 543, 29-03-1980
Cosmos-536, Tselina OM, 03-11-1972, Kosmos-3M, 515 x 542, 20-07-1980
Cosmos-542, Tselina D , 28-12-1972, Vostok-2M , 524 x 640, 09-10-1983
Cosmos-544, Tselina OM, 20-01-1973, Kosmos-3M, 509 x 544, 15-06-1980
Cosmos-549, Tselina OM, 28-02-1973, Kosmos-3M, 510 x 543, 29-06-1980
Cosmos-582, Tselina OM, 28-08-1973, Kosmos-3M, 517 x 541, 05-09-1980
Cosmos-604, Tselina D , 29-10-1973, Vostok-2M , 609 x 636, 19-02-1992
Cosmos-610, Tselina OM, 27-11-1973, Kosmos-3M, 513 x 544, 15-09-1980
Cosmos-631, Tselina OM, 06-02-1974, Kosmos-3M, 518 x 543, 03-10-1980
Cosmos-655, Tselina OM, 21-05-1974, Kosmos-3M, 520 x 541, 19-11-1980
Cosmos-661, Tselina OM, 21-06-1974, Kosmos-3M, 510 x 545, 27-08-1980
Cosmos-673, Tselina D , 16-08-1974, Vostok-2M , 604 x 635, 01-06-1991
Cosmos-698, Tselina OM, 18-12-1974, Kosmos-3M, 512 x 551, 09-02-1980
Cosmos-707, Tselina OM, 05-02-1975, Kosmos-3M, 500 x 546, 07-09-1980
Cosmos-781, Tselina OK, 21-05-1975, Kosmos-3M, 505 x 548, 26-11-1980
Cosmos-744, Tselina D , 20-06-1975, Vostok-2M , 598 x 636, 12-10-1991
Cosmos-749, Tselina OM, 04-07-1975, Kosmos-3M, 508 x 548, 26-09-1980
Cosmos-756, Tselina D , 22-08-1975, Vostok-2M , 476 x 490, 05-11-1992
Cosmos-787, Tselina OM, 06-01-1976, Kosmos-3M, 516 x 546, 12-12-1980
Cosmos-790, Tselina OM, 22-01-1976, Kosmos-3M, 510 x 546, 12-11-1980
Cosmos-808, Tselina D , 16-03-1976, Vostok-2M , 490 x 512, 20-11-1993
Cosmos-812, Tselina OM, 06-04-1976, Kosmos-3M, 507 x 546, 30-10-1980
Cosmos-845, Tselina OM, 27-07-1976, Kosmos-3M, 511 x 545, 15-11-1980
Cosmos-851, Tselina D , 27-08-1976, Vostok-2M , 565 x 635, 05-08-1989
Cosmos-870, Tselina OM, 02-12-1976, Kosmos-3M, 511 x 547, 20-12-1980
Cosmos-895, Tselina D , 26-02-1977, Vostok-2M , 609 x 632, 22-03-1992
Cosmos-899, Tselina OM, 24-03-1977, Kosmos-3M, 501 x 546, 19-10-1980
Cosmos-921, Tselina D , 24-06-1977, Vostok-2M, 598 x 666

Cosmos-924, Tselina OK, 04-07-1977, Kosmos-3M, 512 x 547, 10-02-1981
Cosmos-925, Tselina D , 07-07-1977, Vostok-2M , 483 x 498, 29-04-1993
Cosmos-955, Tselina D , 20-09-1977, Vostok-2M , 559 x 568, 07-09-2000
Cosmos-956, Tselina D , 24-09-1977, Vostok-2M , 352 x 861
Cosmos-960, Tselina OM, 25-10-1977, Kosmos-3M, 499 x 544, 22-10-1980
Cosmos-972, Tselina D , 27-12-1977, Vostok-2M , 712 x 1159
Cosmos-975, Tselina D , 10-01-1978, Vostok-2M , 550 x 563, 19-09-2001
Cosmos-1008, Tselina OM, 17-05-1978, Kosmos-3M, 495 x 546, 08-01-1981
Cosmos-1005, Tselina D , 12-05-1978, Vostok-2M , 536 x 547, 15-06-2000
Cosmos-1025, Tselina D , 28-06-1978, Vostok-2M , 604 x 630
Cosmos-1043, Tselina D , 10-10-1978, Tzyklon-3 , 530 x 544, 27-02-1998
Cosmos-1062, Tselina OM, 15-12-1978, Kosmos-3M, 501 x 545, 20-04-1981
Cosmos-1063, Tselina D , 19-12-1978, Tzyklon-3 , 555 x 556, 25-11-2001
Cosmos-1077, Tselina D , 13-02-1979, Tzyklon-3 , 535 x 542, 26-06-2000
Cosmos-1114, Tselina OM, 11-07-1979, Kosmos-3M, 503 x 549, 26-12-1981
Cosmos-1093, Tselina D , 14-04-1979, Tzyklon-3 , 550 x 556, 23-03-2000
Cosmos-1116, Tselina D , 20-07-1979, Tzyklon-3 , 475 x 504, 11-03-1993
Cosmos-1143, Tselina D , 26-10-1979, Tzyklon-3 , 623 x 640, 17-02-2002
Cosmos-1145, Tselina D , 27-11-1979, Tzyklon-3 , 622 x 631, 16-06-2000
Cosmos-1154, Tselina D , 30-01-1980, Tzyklon-3 , 629 x 641, 05-11-2000
Cosmos-1184, Tselina D , 04-06-1980, Tzyklon-3 , 619 x 645, 29-04-2002
Cosmos-1206, Tselina D , 15-08-1980, Tzyklon-3 , 628 x 631, 13-01-2002
Cosmos-1215, Tselina OM, 14-10-1980, Kosmos-3M, 492 x 545, 12-05-1983
Cosmos-1222, Tselina D , 21-11-1980, Tzyklon-3 , 628 x 629
Cosmos-1242, Tselina D , 27-01-1981, Tzyklon-3 , 625 x 653
Cosmos-1271, Tselina D , 19-05-1981, Tzyklon-3 , 590 x 608
Cosmos-1300, Tselina D , 24-08-1981, Vostok-2M , 606 x 630
Cosmos-1315, Tselina D , 13-10-1981, Tzyklon-3 , 591 x 623
Cosmos-1328, Tselina D , 03-12-1981, Vostok-2M , 609 x 636
Cosmos-1340, Tselina D , 19-02-1982, Vostok-2M , 629 x 647
Cosmos-1345, Tselina OM, 31-03-1982, Kosmos-3M, 501 x 543, 27-09-1989
Cosmos-1346, Tselina D , 31-03-1982, Vostok-2M , 622 x 658
Cosmos-1356, " , 05-05-1982, Vostok-2M , 631 x 667
Cosmos-1378, " , 10-06-1982, Tzyklon-3 , 633 x 663
Cosmos-1400, " , 05-08-1982, Vostok-2M , 629 x 648
Cosmos-1408, " , 16-09-1982, Tzyklon-3 , 631 x 666
Cosmos-1437, Tselina D , 20-01-1983, Vostok-2M , 627 x 655
Cosmos-1441, " , 16-02-1983, Vostok-2M , 629 x 638
Cosmos-1455, " , 23-04-1983, Tzyklon-3 , 632 x 661
Cosmos-1470, " , 22-06-1983, " , 632 x 667
Cosmos-1515, " , 15-12-1983, " , 635 x 663
Cosmos-1536, " , 08-02-1984, " , 633 x 666
Cosmos-1544, Tselina D , 15-03-1984, " , 632 x 665
Cosmos-1606, " , 18-10-1984, " , 608 x 642
Cosmos-1626, " , 24-01-1985, " , 629 x 662
Cosmos-1633, " , 05-03-1985, " , 636 x 657
Cosmos-1666, " , 08-07-1985, " , 611 x 641
Cosmos-1674, " , 08-08-1985, " , 630 x 665

Cosmos-1703,	**“**	**, 22-11-1985,**	**“**	**, 633 x 665**
Cosmos-1707,	**“**	**, 12-12-1985,**	**“**	**, 633 x 665**
Cosmos-1726,	**“**	**, 07-01-1986,**	**“**	**, 630 x 664**
Cosmos-1733,	**Tselina D**	**, 19-02-1986,**	**Tzyklon-3**	**, 631 x 662**
Cosmos-1743,	**“**	**, 15-05-1986,**	**“**	**, 631 x 664**
Cosmos-1758,	**“**	**, 12-06-1986,**	**“**	**, 628 x 671**
Cosmos-1782,	**“**	**, 30-09-1986,**	**“**	**, 634 x 665**
Cosmos-1812,	**“**	**, 14-01-1987,**	**“**	**, 633 x 665**
Cosmos-1825,	**“**	**, 03-03-1987,**	**“**	**, 630 x 665**
Cosmos-1842,	**“**	**, 27-04-1987,**	**“**	**, 633 x 667**
Cosmos-1862,	**“**	**, 01-07-1987,**	**“**	**, 630 x 668**
Cosmos-1892,	**“**	**, 20-10-1987,**	**“**	**, 633 x 665**
Cosmos-1908,	**“**	**, 06-01-1988,**	**“**	**, 633 x 665**
Cosmos-1933,	**“**	**, 15-03-1988,**	**“**	**, 634 x 661**
Cosmos-1953,	**“**	**, 14-06-1988,**	**“**	**, 631 x 668**
Cosmos-1975,	**“**	**, 11-10-1988,**	**“**	**, 629 x 664**
Cosmos-2221,	**“**	**, 24-11-1992,**	**“**	**, 635 x 664**
Cosmos-2228,	**Tselina D**	**, 25-12-1992,**	**Tzyklon-3**	**, 632 x 667**



Kosmos-3M



Vostok-2M



Tzyklon-3

Satélites de comunicaciones en órbita baja (LEO)

La existencia del sistema Molniya no impidió la creación paralela de varios sistemas de repetidores en órbita baja, el primer sistema supuestamente se probó por primera vez en 1967, cuando el Cosmos-158 fue lanzado desde el Cosmódromo de Plesetsk mediante un cohete Kosmos S-1 a una órbita circular a una altitud de 850 Km con una inclinación de 74°.

Desde 1970, los lanzamientos sistemáticos comenzaron con una frecuencia de 1 a 2 lanzamientos por año, la altitud media de las órbitas de los satélites era de 800 a 820 Km, lo que correspondía a un período orbital de 101 min; su propósito no parecía claro, ya que las órbitas eran más altas que las de los satélites de reconocimiento electrónico y, a diferencia de los satélites de navegación, que fueron lanzados a casi las mismas órbitas entre 1967 y 1970, estos satélites no emitían señales sincronizadas.

A medida que continuaron los lanzamientos, los nuevos satélites formaban un sistema independiente, ubicado en 3 planos orbitales, cuyos nodos ascendentes estaban separados por 120° entre sí; dado que no se detectaban transmisiones de ellos, excepto la emisión continua de una radiobaliza con una potencia de no más de 1 W, se cree que operarían en territorio extranjero únicamente en el modo de recibir información y descargarla al pasar sobre el territorio de la URSS; el pequeño número de satélites, en los que el tiempo de espera de comunicación podía ser de varias horas, indicaba que se utilizaban para transmitir mensajes menos urgentes.

El segundo sistema de órbita baja se distinguía por el hecho de que los satélites de retransmisión pesaban sólo entre 40 y 60 Kg y eran lanzados de a 8 a bordo de cohetes Kosmos S-1, los satélites se separaban uno a uno de la 2° etapa del cohete incluso antes de que su motor se apague por completo, terminando así en órbitas ligeramente diferentes a una altitud de unos 1500 Km con períodos orbitales de 114,5 a 116 min; debido a una ligera diferencia en los parámetros, las órbitas divergen gradualmente, pero los lanzamientos posteriores se sincronizaron de modo que cada vez se entregaban nuevos grupos de satélites en el centro de este conjunto de trayectorias.

Con suficiente durabilidad del equipo a bordo, tres o cuatro lanzamientos proporcionaban una distribución bastante densa y aleatoria de repetidores en órbita, de modo que se mantuviera una comunicación directa dentro de un teatro de operaciones militar en particular (por este motivo, el sistema se consideraba principalmente para comunicaciones tácticas) pudiendo proporcionar transmisión de mensajes a escala global con una latencia de acceso muy pequeña e incluso nula, pero con un retraso de retransmisión; el despliegue del sistema octeto comenzó en 1970 y hasta finales de 1991 se realizaron 44 lanzamientos, un promedio de dos por año; a lo largo de su existencia no sufrió cambios visibles, y en 1985 aparecieron indicios de una posible incorporación o sustitución por uno nuevo.

El nuevo sistema constaba de satélites más grandes que eran lanzados de a 6 a bordo del cohete Tzyklón (F-2) a órbitas de 1500 Km de altura con una inclinación de 82,6°, mejorando la cobertura de las regiones polares; en los dos primeros lanzamientos, solo se colocaron en órbita un vehículo de tamaño completo y cinco modelos, cada uno con secciones de radar y destinados a probar un sistema de separación secuencial de satélites durante los lanzamientos en grupo; la operación del sistema comenzaría en 1987; al mismo tiempo, se comenzó a lanzar lotes de 6 satélites alternativamente en dos órbitas mutuamente perpendiculares, asegurando una distribución más uniforme de los repetidores orbitales.

Satélites de comunicaciones en órbita geoestacionaria (GEO)

La utilización de la órbita geoestacionaria en la URSS se vio obstaculizada por su situación geográfica, que complicaba la inserción en órbitas ecuatoriales y por problemas técnicos; la URSS presentó su primera solicitud de reserva de plazas y frecuencias en la órbita geoestacionaria a la Unión Internacional de Telecomunicaciones el 3-02-1969; desde la segunda mitad de la década de 1970 el uso de la órbita geoestacionaria se fue ampliando gradualmente, los satélites geoestacionarios Cosmos, Ekran, Raduga y Gorizont, serían desarrollados por NPO-Mecánica Aplicada, que también fabricó los satélites de la serie Molniya.

Los satélites Raduga y Gorizont, de 2120 Kg, además de transmitir TV, estaban diseñados para transmitir información telefónica y telegráfica, pudiendo también utilizarse en sistemas de comunicaciones gubernamentales y militares.

En 1981, la URSS presentaría una solicitud a la Comisión de Asignación de Frecuencias de la UIT para el despliegue de repetidores Luch y Luch P para comunicaciones en la Banda 14/11 GHz denominados Volna en los puntos de la órbita geoestacionaria ocupados por los satélites Raduga y Gorizont para comunicación con usuarios móviles (0,4/0,3 y 1,6/1,5 GHz) y la Banda de 8/7 GHz para comunicaciones gubernamentales y militares, los satélites Raduga se encontraban en todas las ubicaciones especificadas de estos repetidores.

El sistema de comunicaciones móviles Volna, propuesto principalmente para satisfacer las necesidades de los usuarios gubernamentales y militares, utilizaba las ubicaciones de los satélites Gorizont y Raduga, estos últimos llevaban repetidores con números impares, diseñados para comunicarse con vehículos aéreos y terrestres, y los satélites Gorizont, números pares, para comunicarse con aviones y barcos; los repetidores experimentales Luch y Volna se instalaron en algunos satélites Gorizont desde 1982.

En 1989, el siguiente satélite, Raduga-1, llevaría equipos de retransmisión multicanal destinado a una mayor expansión de las comunicaciones telefónicas y telegráficas en el territorio de la URSS; ocuparía una posición previamente vacía sobre los 49° E y luego se le uniría un segundo satélite con la misma designación; los mensajes oficiales de lanzamiento de 11 satélites Raduga indicarían su uso para la transmisión de datos, según sus características, este grupo se dividía en dos, el primero, lanzado en 1982 sería el satélite Cosmos-1366, asociado con el sistema Potok declarado por la URSS, cuyo propósito sugiere un uso militar, probablemente para transmitir información desde satélites de reconocimiento; los satélites de este tipo se lanzaron por primera vez al punto registrado como Potok-2 (80°); en 1986 el satélite Cosmos-1738 ocupó por primera vez el punto Potok-1 por encima de los 13,5° O, donde en 1988 fue reemplazado por el satélite Cosmos 1961; en 1991, el satélite Cosmos 1961 fue reemplazado por el satélite Cosmos 2172.

El segundo sistema de transmisión de datos, más abierto, sería registrado como SDRN; el primero de sus satélites (Cosmos-1700) pasó a denominarse Luch, con repetidores Luch y Luch P, sólo es similar en el rango operativo de 15/11 GHz; la confusión en los nombres se vio agravada por el último satélite de esta serie, el Cosmos-2054, que luego de su lanzamiento recibió el nombre de Altair, a diferencia de los satélites Cosmos-1700 y Cosmos-1897, fue lanzado sobre el Océano Atlántico, su equipo de retransmisión a bordo no fue calificado por primera vez de experimental, el último grupo lo formaron los satélites Cosmos, lanzados a un punto por encima de los 25° O, satélites que suelen estar asociados a las comunicaciones y como satélites experimentales de alerta temprana.

Satélites Gorizont

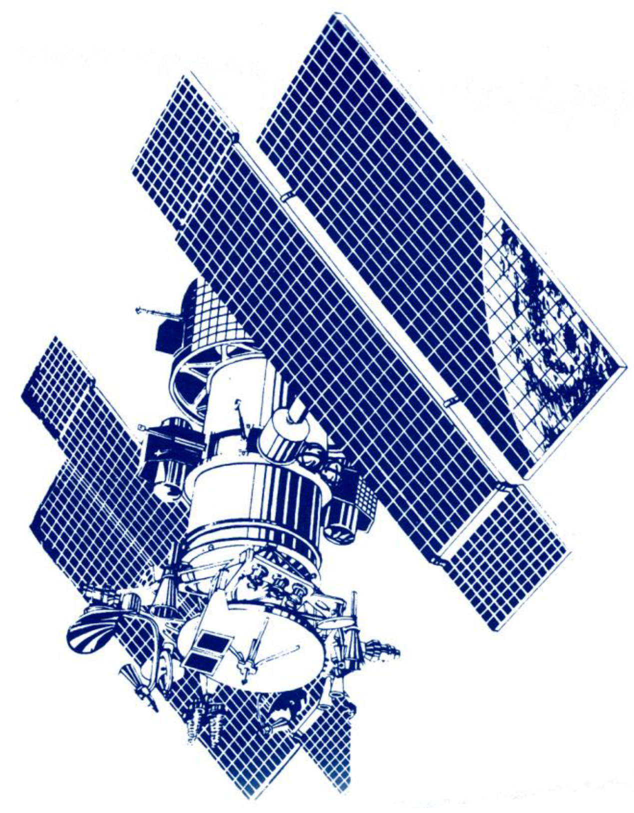
El satélite Gorizont sería diseñado para ampliar las capacidades del satélite de doble propósito Raduga, ya que un transpondedor civil de este satélite ya no era suficiente para el Ministerio de Comunicaciones de la URSS, se necesitaba una nave espacial que funcionara en la Banda Ku (14/11 GHz) para la recepción en antenas pequeñas.

Dos de los ocho transpondedores a bordo del Gorizont estaban dedicados a retransmisiones de TV, era capaz de transmitir la señal a través de antenas terrestres de hasta 2,5 m con un mecanismo de guía simplificado, en comparación con los sistemas anteriores; estas estaciones receptoras se conocieron como Moskva, también podía enviar señales a las antiguas estaciones terrestres Orbit con antenas de 12 m; finalmente, Gorizont apoyaría a la red Intersputnik, proporcionando transmisiones fuera de la URSS, principalmente a los aliados soviéticos; 2 satélites Gorizont operativos, a 4° O y 53° E desempeñaron un papel crucial al proporcionar retransmisiones de TV a más de 30 países durante los Juegos Olímpicos de Moscú de 1980; en 1988, el satélite Gorizont ubicado a 170º O formó parte de la red de comunicaciones que proporcionó retransmisión de telemetría para el vuelo de prueba del transbordador Buran, todos los lanzamientos de satélites Gorizont fueron desde el Cosmódromo de Baikonur.

A partir de 1994, las tareas orbitales de los satélites Gorizont fueron asumidas gradualmente por naves espaciales Express más avanzadas; después de 1996, el lanzamiento del último satélite Gorizont se retrasó continuamente por problemas de financiación, y probablemente nunca habría volado si no fuera por fallas del cohete Proton en 1999.

El accidente provocaría la pérdida del la primer nave espacial Express-A, que abandonaría las posiciones orbitales de Rusia en la órbita geoestacionaria bajo amenaza de expiración, la misma falla también motivó modificaciones urgentes en los motores que alimentaban la 2° y 3° etapa del cohete; para validar los motores del cohete Proton modificados y ocupar las posiciones orbitales de Rusia lo antes posible, Rosaviacosmos, eligió el satélite Gorizont-33 como carga útil para el lanzamiento de prueba, lanzado con éxito el 06-06-2000.



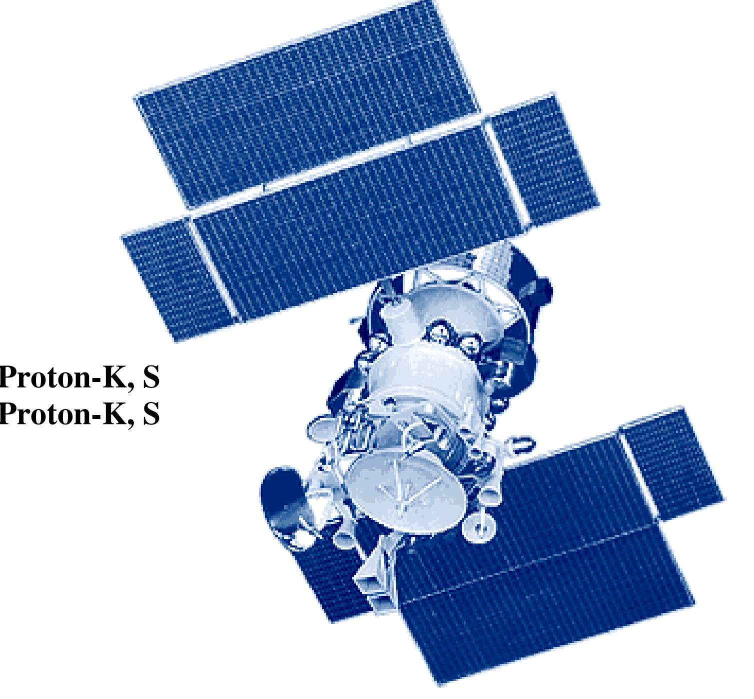


<u>Lanzamientos satélites Gorizont</u>

Nombre, Fecha de lanzamiento, Cohete portador, Resultado



Gorizont-1 , 19-12-1978, Proton-K, F
Gorizont-2-Station-04, 06-07-1979, “ , S
Gorizont-3-Station-05, 28/12/1979, “ , S
Gorizont-4 , 14-06-1980, “ , S
Gorizont-5-Station-05, 15-03-1982, “ , S
Gorizont-6 , 20-10-1982, “ , S
Gorizont-7-Station-04, 01-07-1983, “ , S
Gorizont-8-Station-05, 30-11-1983, “ , S
Gorizont-9 , 22-04-1984, “ , S
Gorizont-10 , 02-08-1984, “ , S
Gorizont-11 , 18-01-1985, “ , S
Gorizont-12 , 10-06-1986, “ , S
Gorizont-13 , 18-11-1986, “ , S
Gorizont-14 , 11-05-1987, “ , S
Gorizont , 18-01-1988, “ , F
Gorizont-15 , 31-03-1988, “ , S
Gorizont-16 , 18-08-1988, “ , S
Gorizont-17 , 26-01-1989, “ , S
Gorizont-18 , 06-07-1989, “ , S
Gorizont-19 , 28-09-1989, “ , S
Gorizont-20 , 21-06-1990, “ , S
Gorizont-21 , 03-11-1990, “ , S
Gorizont-22 , 23-11-1990, “ , S
Gorizont-23 , 02-07-1991, “ , S
Gorizont-24 , 23-10-1991, “ , S
Gorizont-25-Station-21, 02/04/1992, “ , S
Gorizont-26-Station-11, 15/07/1992, “ , S
Gorizont-27 , 27-11-1992, “ , S
Gorizont , 27-05-1993, “ , F
Gorizont-28-Station-14, 28-10-1993, “ , S
Gorizont-29 LMI AP-1 Tongasat AP-1, 18-11-1993, Proton-K, S
Gorizont-30 LMI AP-2 Tongasat AP-4, 20-05-1994, Proton-K, S
Gorizont-31-Station-12, 25-01-1996, Proton-K, S
Gorizont-32-Station-05, 25-05-1996, “ , S
Gorizont-33 , 06-06-2000, “ , S



Satélites Raduga

Serie de satélites de comunicaciones geoestacionarios similares a los satélites Gorizont, para fines militares y gubernamentales, diseñado para apoyar las comunicaciones militares, comunicaciones telefónicas y telegráficas en todo el hemisferio oriental y la red de TV terrestre Orbit excepto en las regiones polares; se estabilizaba en tres ejes utilizando micromotores de propulsor líquido, el cuerpo de una sola unidad estaba equipado con paneles solares que proporcionaban 1280 W de potencia, un sistema activo de termorregulación de cambio de fase líquido-gas y una unidad de motor correctivo para realizar maniobras orbitales, su carga útil de comunicaciones consistía en 2 transpondedores de 3 canales en Banda C designados Delta-1 para comunicaciones militares, y Delta-2 para aplicaciones civiles.

Satélite, Fecha de lanzamiento, Cohete portador, Resultado

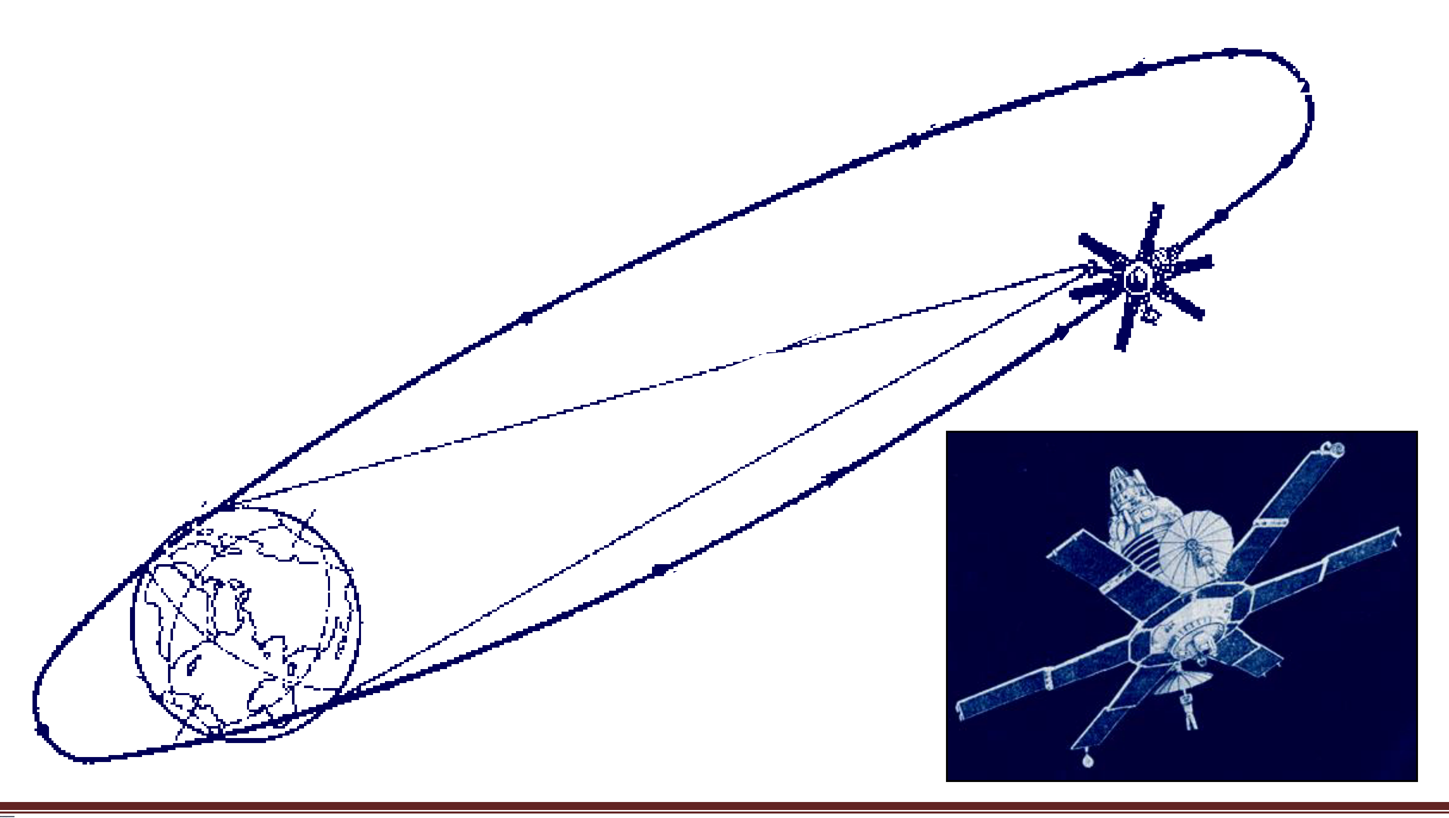
Raduga 1 (11L), 22-12-1975, Proton-K-DM, S
Raduga 2 (12L), 11-09-1976, Proton-K-DM, S
Raduga 3 (13L), 23-07-1977, Proton-K-DM, S
Raduga 4 (14L), 18-07-1978, Proton-K-DM, S
Raduga 5 (15L), 25-04-1979, Proton-K-DM, S
Raduga 6 (16L), 20-02-1980, Proton-K-DM, S
Raduga 7 (17L), 05-10-1980, Proton-K-DM, S
Raduga 8 (18L), 18-03-1981, Proton-K-DM, S
Raduga 9 (19L), 30-07-1981, Proton-K-DM, S
Raduga 10 (20L), 09-10-1981, Proton-K-DM, S
Raduga 11 (21L), 26-11-1982, Proton-K-DM, S
Raduga 12 (22L), 24-12-1982, Proton-K-DM, S
Raduga 12 (23L), 08-04-1983, Proton-K-DM, S
Raduga 13 (24L), 25-08-1983, Proton-K-DM, S
Raduga 14 (25L), 15-02-1984, Proton-K-DM, S
Raduga 15 (27L), 22-06-1984, Proton-K-DM, S
Raduga 16 (26L), 08-08-1985, Proton-K-DM, S
Raduga 17 (28L), 15-11-1985, Proton-K-DM, S
Raduga 18 (29L), 17-01-1986, Proton-K-DM, S
Raduga 19 (30L), 25-10-1986, Proton-K-DM, S
Raduga 20 (31L), 19-03-1987, Proton-K-DM, S
Raduga 21 (32L), 10-12-1987, Proton-K-DM-2, S
Raduga 22 (34L), 20-10-1988, Proton-K-DM-2, S
Raduga 23 (33L), 14-04-1989, Proton-K-DM-2, S
Raduga 24 (36L), 15-12-1989, Proton-K-DM-2, S
Raduga 25 (35L), 15-02-1990, Proton-K-DM-2, S
Raduga 26 (37L), 20-12-1990, Proton-K-DM-2, S
Raduga 27 (38L), 28-02-1991, Proton-K-DM-2, S
Raduga 28 (39L), 19-12-1991, Proton-K-DM-2, S
Raduga 29 (42L), 25-03-1993, Proton-K-DM-2, S
Raduga 30 (41L), 30-09-1993, Proton-K-DM-2, S
Raduga 31 (40L), 18-02-1994, Proton-K-DM-2, S
Raduga 32 (43L), 28-12-1994, Proton-K-DM-2, S
Raduga 33 (44L), 19-02-1996, Proton-K-DM-2, S
Raduga 34 (45L), 05-07-1999, Proton-K Britz-M, F



Satélites de comunicaciones en órbitas muy elípticas

El desarrollo de los satélites de comunicaciones se inició en la URSS en la primera mitad de la década de 1960, la lejanía del territorio de la URSS desde el ecuador dificultaba el uso de la órbita geoestacionaria, por lo que el primer sistema de comunicación espacial utilizó órbitas elípticas muy alargadas con un apogeo de unos 40000 y un perigeo de unos 450-500 Km, proporcionando un período orbital cercano a las 12 hrs; cuando el apogeo de dicha órbita se encuentra sobre el hemisferio N, el satélite se encuentra en la zona de visibilidad de radio del territorio de la URSS durante 8 a 9 hrs al día; es cierto que, debido a la perturbadora influencia de la compresión ecuatorial de la Tierra, el eje mayor de la órbita alargada, en general, no permanece estacionario, sino que gira en el plano orbital, la velocidad de su rotación, sin embargo, se vuelve 0 con una inclinación de 63,4°; lo que es perfectamente adecuado tanto para observar estos satélites desde la URSS como para lanzarlos a lo largo de trayectorias de lanzamiento estándar desde los Cosmódromos de Baikonur y Plesetsk, proporcionando inclinaciones orbitales de 65 y 62,8° respectivamente; el período de revolución en una órbita muy elíptica se elige ligeramente inferior a 12 hrs, de modo que, teniendo en cuenta la precesión del plano orbital, se garantiza una repetición diaria de la trayectoria terrestre, lo que simplifica enormemente la tarea de las estaciones receptoras.

El primer satélite de este tipo fue puesto en órbita el 22-08-1964, pero debido a que no se pudo desplegar la antena direccional a bordo, no pudo usarse para el propósito previsto y recibió el nombre de Cosmos-41; el primer satélite de comunicaciones soviético sería el satélite Molniya-1, lanzado el 23-04-1965, con un peso de 1,5 tn y equipado con repetidores con potencias de 40 y 20 W, que funcionaban respectivamente en las Bandas de 4,1 y 3,4 GHz para la retransmisión de TV al sistema de estaciones terrestres y 1 a 0,8 GHz para comunicaciones telefónicas y telegráficas; la información se recibía y transmitía a través de una de dos antenas direccionales, además de la retransmisión de un canal de TV, el equipo de a bordo proporcionaba comunicaciones telefónicas multicanal y telégrafos en Banda HF, realizadas mediante multiplexación de varios canales telefónicos (aunque la retransmisión de TV es una aplicación civil, las comunicaciones en Banda HF siempre fueron utilizadas con fines militares y el gobierno).



Molniya-2

Los primeros satélites Molniya-2 se probaron a partir de 1971 y el primer satélite operativo se lanzó en 1974 desde el Cosmódromo de Plesetsk; tenían un peso de 1,6 tn; 4,4 m de altura y 1,4 m de diámetro, utilizaba el mismo bus satelital (KAUR-2) y el mismo diseño básico que los anteriores satélites Molniya-1, pero con un número ampliado de usuarios bajo el programa del Sistema Unificado de Comunicaciones por Satélite del ejército; la energía que utilizaba se la proveían 6 paneles solares y baterías; el desarrollo fue difícil porque el bus satelital final no estaba presurizado, lo que cambió su selección de radios; estos satélites se utilizaron en la red de TV nacional soviética Orbit, establecida en 1967; fueron lanzados 17 satélites de la serie Molniya-2, luego serían reemplazados por los satélites Molniya-3.

Molniya-3

Originalmente denominado Molniya-2M, su desarrollo comenzaría en 1972, con lanzamientos a partir de 1974, también se basaron en el bus satelital KAUR-2, lanzándose únicamente desde el Cosmódromo de Plesetsk.

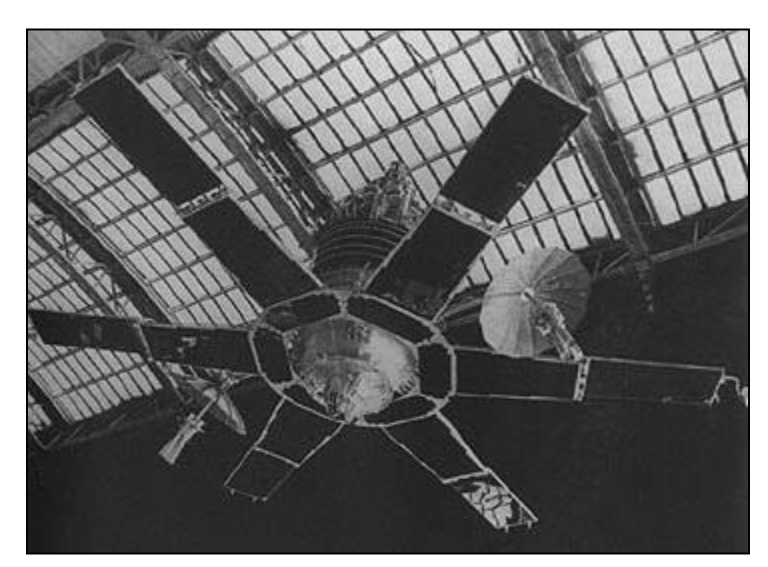
Los modelos anteriores se utilizaron para comunicaciones civiles en una órbita similar, pero con un propósito diferente, a la de los satélites militares Molniya-1; a partir de la década de 1980 fueron utilizados por el ejército y en la década de 1990 funcionaban de la misma manera que los satélites Molniya-1; fueron lanzados un total de 53 satélites de la serie Molniya-3, el último de los cuales se lanzaría en 2003.

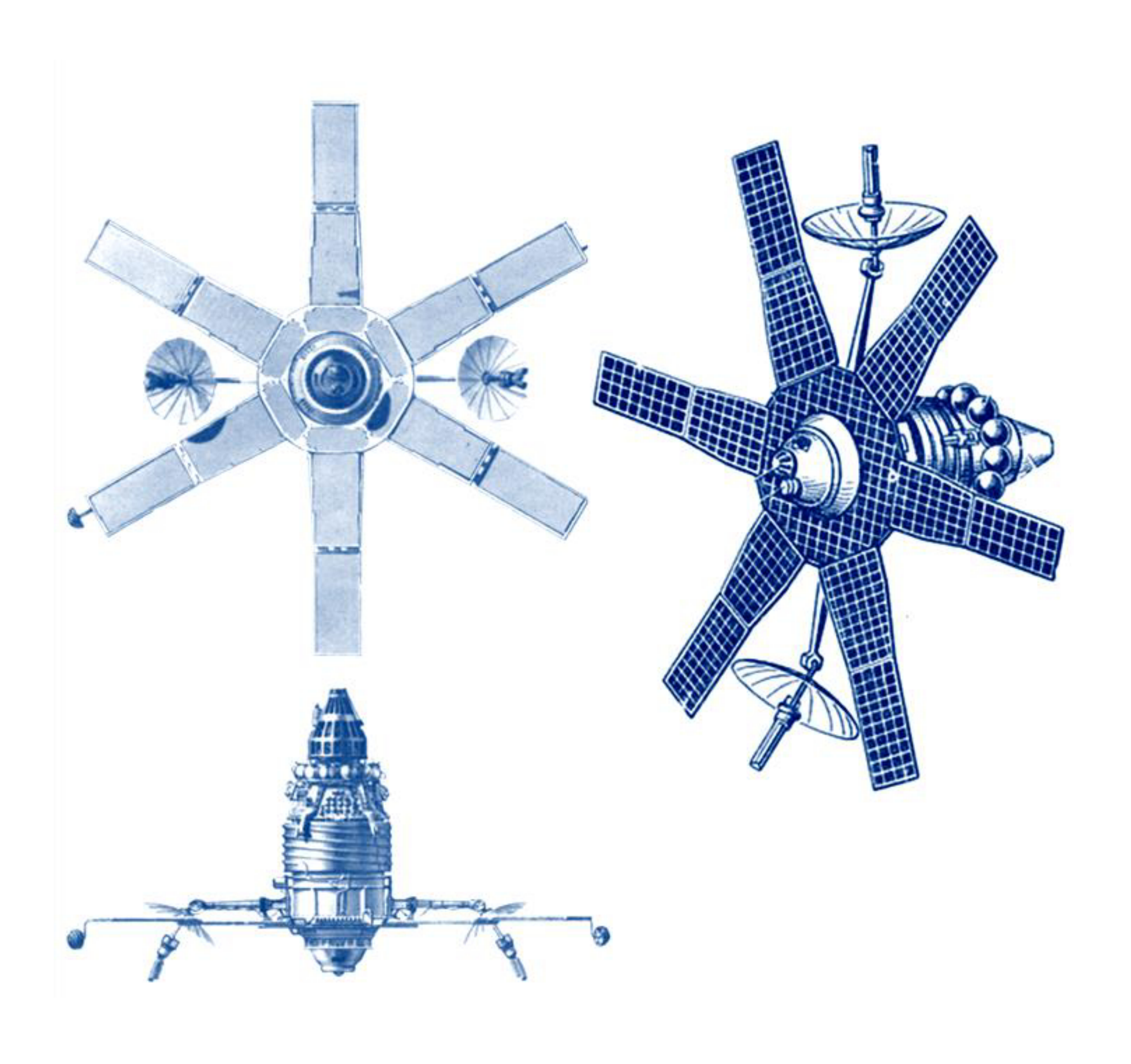
Bus satelital KAUR-2

En 1963, OKB-10 comenzó a desarrollar un sistema de radionavegación por satélite, como resultado, se creó el satélite Cyklon, cuyo diseño fue heredado más tarde por toda una familia de naves espaciales para diversos fines; aunque en un principio el satélite se consideró experimental, debido a las altas características del sistema fue aceptado para su funcionamiento.

Posteriormente, el satélite Cyklon se convirtió en la base de varias naves espaciales unificadas para diversos fines, denominados KAUR-1 y que tenían paneles solares no orientables; sistema de control térmico por radiador; falta de sistema de propulsión; sistema de orientación por gravedad magnética de un solo eje y un peso entre 800-1000 Kg.

Los satélites construidos sobre la base de la plataforma satelital KAUR-2 se desarrollaron a mediados de la década de 1960 y tenían un sistema de orientación de 3 ejes; paneles solares con orientación constante conectados rígidamente a la carrocería; sistema activo de control térmico por gas-líquido; un peso de entre 1500 y 1700 Kg; potencia del sistema de alimentación de 1300 W; sistema de propulsión basado en motores de cohetes líquidos; dimensiones totales de 4,4×8,2×8,2 m; vida útil de 1 año; sobre esta plataforma se construyeron los satélites de la serie Molniya.





Satélites de alerta temprana

Los primeros sistemas de alerta temprana se basaron en potentes radares terrestres que detectaban misiles cuando aparecían en el horizonte; el uso de la reflexión de las ondas de radio de la ionosfera permite mirar más allá del horizonte, pero incluso en este caso, la potencia máxima alcanzable del emisor limita el alcance de detección a 3000 Km y el tiempo máximo de alerta utilizando sistemas terrestres era de 10 a 15 min antes de la llegada; la observación desde órbita cercana a la Tierra permite, en principio, detectar un misil casi en tiempo real después del lanzamiento mediante la radiación del chorro de escape del motor; el aumento del tiempo de alerta logrado de 15 a 30 min (para alcance intercontinental) fue fundamental para Estados Unidos, cuya base de potencial nuclear eran los bombarderos estratégicos; en 1958, una de las tres direcciones del programa WL-117L de la USAF, junto con los satélites de reconocimiento fotográfico, fue el desarrollo del sistema Midas para detectar lanzamientos de misiles ICBM soviéticos; estudios preliminares de sistemas similares en la URSS a principios de la década de 1960 demostrarían que el nivel tecnológico existente todavía era insuficiente y que la escala de trabajo era obviamente limitada al principio, el primer satélite experimental, que aún no contaba con equipo de detección sería el Cosmos-520, puesto en órbita en 1972.

Sin embargo, cuando Estados Unidos puso en funcionamiento regular su sistema de alerta temprana por satélite, la tarea de crear un sistema similar en la URSS tuvo la máxima prioridad a los ojos de los dirigentes soviéticos; en 1973, el complejo militar-industrial y el gobierno adoptó una resolución que ordenaba la creación de un Sistema Satelital de Alerta de Ataque con Misiles (SSPRN).

Los satélites de primera generación utilizarían órbitas muy elípticas con un apogeo de unos 40000 Km y período orbital de 12 hrs (similares a las órbitas de los satélites de comunicaciones Molniya) garantizando la repetición diaria de una trayectoria terrestre de dos órbitas, a diferencia de los satélites Molniya, las trayectorias de estos satélites se desplazaron significativamente hacia el O, permitiendo observar el territorio de los Estados Unidos desde el apogeo, al mismo tiempo que se encontraban en la zona de visibilidad de radio desde el territorio de la URSS.

De 1972 a 1976 se lanzaron cuatro satélites experimentales; durante 1977 se pusieron en órbita tres satélites a la vez, lo que los observadores consideraron como la creación de un sistema operativo limitado, de hecho, estos satélites estaban destinados únicamente a probar la detección de misiles estadounidenses después de experimentos de calibración y seguimiento de lanzamientos desde el territorio de la URSS. Sin embargo, después de las primeras observaciones exitosas de los lanzamientos de Estados Unidos, se ordenó transferir inmediatamente el sistema a una operación de prueba; las pruebas de aceptación comenzaron a mediados de 1978, y a finales de este año el sistema de alerta de ataques con misiles por satélite se incluyó en el Sistema Estatal de Defensa Antimisiles.

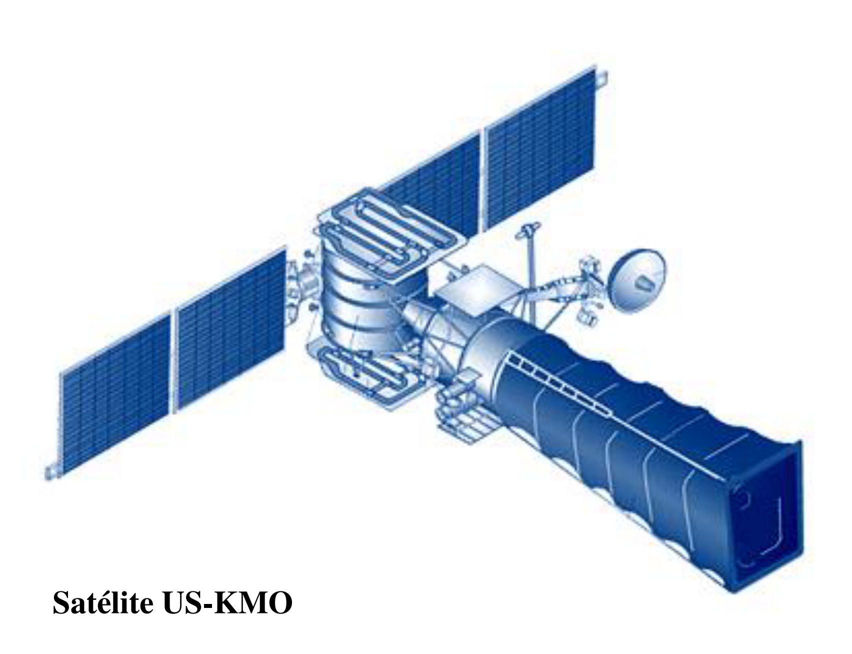
A diferencia de Estados Unidos, los primeros satélites soviéticos de alerta temprana utilizaban cámaras de video para la observación adaptadas para los rangos de IR cercano y UV, y para reducir la iluminación de la radiación de fondo de la Tierra y los reflejos de la luz solar en las nubes, la observación se llevaba a cabo no verticalmente, sino oblicuamente, por lo que el apogeo de las órbitas de los satélites no se encontraba directamente sobre los Estados Unidos, sino sobre el Océano Atlántico hasta el Océano Pacífico, permitiendo observar las bases de los misiles ICBM de Estados Unidos no en una, sino en ambas órbitas diarias, además, durante la observación era posible mantener comunicación por radio directa con Moscú o con la zona E de la URSS.

Al inicio, los tres satélites no proporcionarían vigilancia las 24 hrs y el sistema comenzaría a expandirse en 1980, el lanzamiento del satélite Cosmos-1223 formó una configuración de cuatro planos orbitales espaciados 80° entre sí, y desde 1981 los lanzamientos comenzaron a realizarse en los intervalos entre estos planos; paralelamente, en 1981, las trayectorias de todos los satélites se desplazaron 30° hacia el E, lo que pareció alejarlos del objetivo, pero creó condiciones más favorables para la observación oblicua de Estados Unidos.

La configuración estándar final del sistema incluyó 9 satélites en órbitas con una separación de 40° entre sí y que garantizaban el movimiento de todos los vehículos a lo largo de una ruta terrestre común a intervalos de 2:40 hrs; debido a escasos recursos o baja fiabilidad de los satélites, no fue posible completar el despliegue del sistema hasta 1986, en que fue necesario entre 1984 y 1986 lanzar 7 satélites por año.

La observación vertical, combinada con la colocación de un satélite en órbita geoestacionaria, permitió no sólo registrar el hecho de los lanzamientos de misiles, sino también determinar el acimut de su vuelo; el decreto de 1973 también preveía la creación de un sistema de satélites de órbita geoestacionaria como segunda etapa del despliegue de la SSPRN; todos los lanzamientos a la órbita geoestacionaria estuvieron claramente asociados con la creación de sistemas de comunicación por satélite, pero los satélites, Cosmos-1546, Cosmos-1629 y Cosmos-1894, lanzados en 1984, 1985 y 1987 (a diferencia del resto de los satélites geoestacionarios Cosmos), fueron colocados en una posición por encima de los 25° O, desde donde se observa la parte central de Estados Unidos justo en el borde del disco visible de la Tierra.

Otros satélites sufrirían desviaciones del perfil general de vuelo; el satélite Cosmos-1661 (1985) estabilizaría su ruta a 35° O de la estándar; algo similar haría temporalmente el satélite Cosmos 1793 al final de su existencia activa en 1990; este mismo año, se lanzarían 6 satélites, el último sería el Cosmos-2105, lanzado a una órbita a 15° E, saliendo así del orden general; el 14-02-1991 sería lanzado el satélite Cosmos-2133 siendo un modelo de un tipo de satélite de alerta temprana de 2° generación denominado US-KMO, que contaban con un telescopio IR con un espejo principal de 1 m de diámetro; la longitud del parasol desplegable era de 4,5 m; la característica más importante de los satélites de 2° generación fue su capacidad de mirar hacia abajo, y debían desplegarse en órbitas geosincrónicas, desde las cuales podrían cubrir la mayoría de los océanos; los lanzamientos se detuvieron durante más de un año, hasta enero de 1992.



Satélite US-KMO



Satélites de navegación

De 1967 a 1970, fueron lanzados desde el Cosmódromo de Plesetsk a bordo de cohetes Kosmos S-1, 6 satélites a órbitas circulares con una altitud media de unos 775 Km y un período orbital de aprox. 100 min.; luego esta serie se detuvo y comenzaron lanzamientos similares a órbitas a una altitud de 1000 Km con un período orbital de 105 min, proporcionando franjas de cobertura más amplias; durante 1970-1972 se desplegó un sistema de tres satélites en planos orbitales separados por 120° y, en 1972, comenzaron los reemplazos dentro de la constelación formada.

Sin embargo, ese mismo año se volvió a cambiar la órbita operativa, su altura se mantuvo igual, 1000 Km, pero la inclinación de las órbitas utilizadas aumentó de 74 a 83° y en estas órbitas comenzó la formación de un grupo de 3 satélites, espaciados no a 120, sino a 60° entre sí; a partir de 1975, esta configuración se reconstruyó una vez más y el sistema completo incluía 6 satélites en planos orbitales espaciados 30° (aunque las órbitas de los satélites soviéticos no se volvieron puramente polares, una altitud de 1000 Km es suficiente para poder observar los satélites desde cualquier lugar de la superficie terrestre).

En 1976, junto con una constelación de 6 satélites, comenzó a formarse otro sistema de 4 dispositivos similares que fueron lanzados a órbitas de la misma altura e inclinación, pero sus planos estaban separados entre sí no por 60, sino por 45°; todos los satélites transmitían en la misma frecuencia (150 MHz), diferenciándose entre sí solo por el identificador del plano orbital, mientras que los 6 satélites anteriores se caracterizaron por frecuencias de transmisión individuales desplazadas entre sí en la Banda de radiofrecuencia por 30 KHz.



La explicación apareció en 1978, cuando el satélite Cosmos-1000, fue declarado destinado a la navegación de los buques de la flota marítima y pesquera de la URSS, el nuevo subgrupo sería identificado como un sistema civil posteriormente nombrado Cicada; desde 1982, algunos satélites del sistema estaban equipados con repetidores adicionales para recibir señales de las balizas de emergencia del sistema de emergencia internacional de búsqueda de barcos y aviones COSPAS-SARSAT, esta modificación se lanzó desde 1989 con el nombre de Nadezhda.

En la URSS, las pruebas del nuevo Sistema Global de Navegación por Satélite (GLONASS) comenzaron en 1982, la técnica utilizada requería que el campo de visión de cada usuario sea de al menos 4 satélites, por lo que las alturas orbitales y el número de satélites en los sistemas 2° generación aumentarían en gran medida, el sistema utilizaría órbitas circulares de 20000 Km de altura y un período orbital de 12 hrs, sería limitado a tres satélites, y aumentaría el número total en 21; funcionarían en el rango de radiofrecuencia de 1,6/1,5 GHz; pero, como en los sistemas de 1° generación, cada satélite funcionaba en su propia frecuencia sin estar limitado (las señales de navegación estarían muy adyacentes a la Banda reservada para las comunicaciones por satélite con aviones y se superpondría al rango de 1607-1612 MHz reservado para la investigación en radioastronomía).

Los satélites del sistema GLONASS, tienen un peso de 1400 Kg, son colocados de a tres en órbita mediante cohetes Proton D-1-e; con un período orbital inicial de 675 min., los satélites se desplazan a lo largo de la órbita operativa hasta puntos de ubicación designados, donde se estabilizan mediante un motor a bordo, elevando el período orbital a 675,7 min; hasta 1986, al menos uno de cada tres satélites permanecía inestable, y 16 de los 48 satélites lanzados entre 1982 y 1990 no transmitirían ninguna señal de navegación; en 1991 se supo que por la escasez de componentes electrónicos, algunos de los satélites no estaban equipados con equipos de navegación y se utilizaban sólo para probar su colocación en una órbita operativa.

Satélites Meteorológicos

La situación meteorológica afecta no sólo a las actividades pacíficas, sino también militares; la necesidad de tener en cuenta las condiciones climáticas al planificar las actividades de entrenamiento o combate de las fuerzas armadas, la presencia o ausencia de nubes determina la posibilidad de realizar fotografías de reconocimiento, y la precisión de apuntar las ojivas de los misiles balísticos intercontinentales requiere tener en cuenta la temperatura del aire y velocidad del viento en el área objetivo; los usuarios militares necesitan observaciones meteorológicas desde satélites incluso más que los civiles.

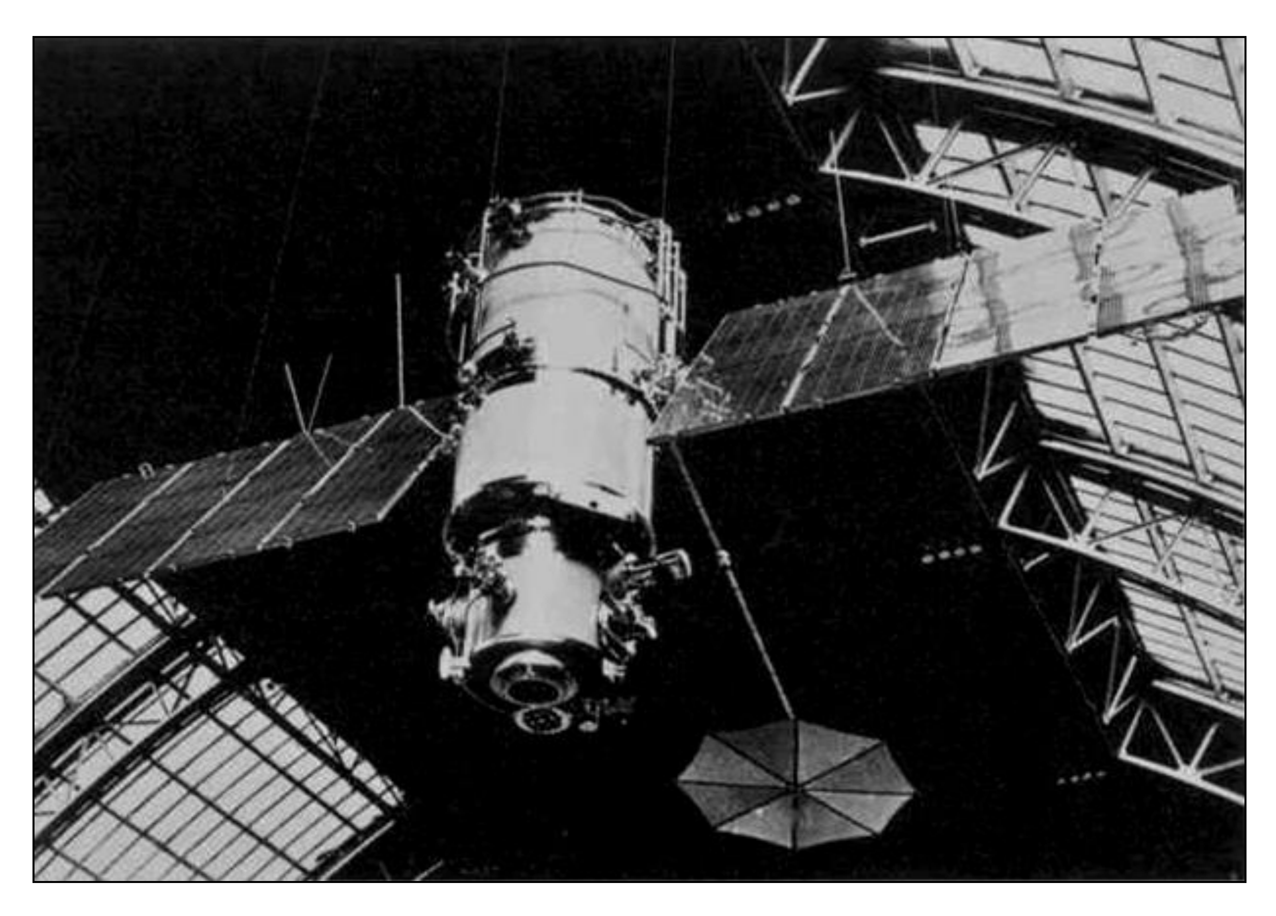
Los trabajos para crear un sistema meteorológico por satélite comenzaron a principios de la década de 1960; a diferencia de casi todas las demás naves espaciales, los satélites meteorológicos no fueron desarrollados por una empresa de cohetes, sino por el Instituto de Investigación Científica y Electromecánica, perteneciente al Ministerio de Industria e Ingeniería Eléctrica, posiblemente por el deseo original de crear un satélite con un sistema de orientación electromecánico que aliviaría los sensibles equipos de TV e IR de los efectos negativos de los gases de escape de los motores cohete; el sistema de estabilización electromecánico comenzaría a probarse en 1963 en los satélites Cosmos-14 y Cosmos-23 y el equipo de medición se testearía en los satélites de reconocimiento Cosmos-45, Cosmos-65 y Cosmos-92.

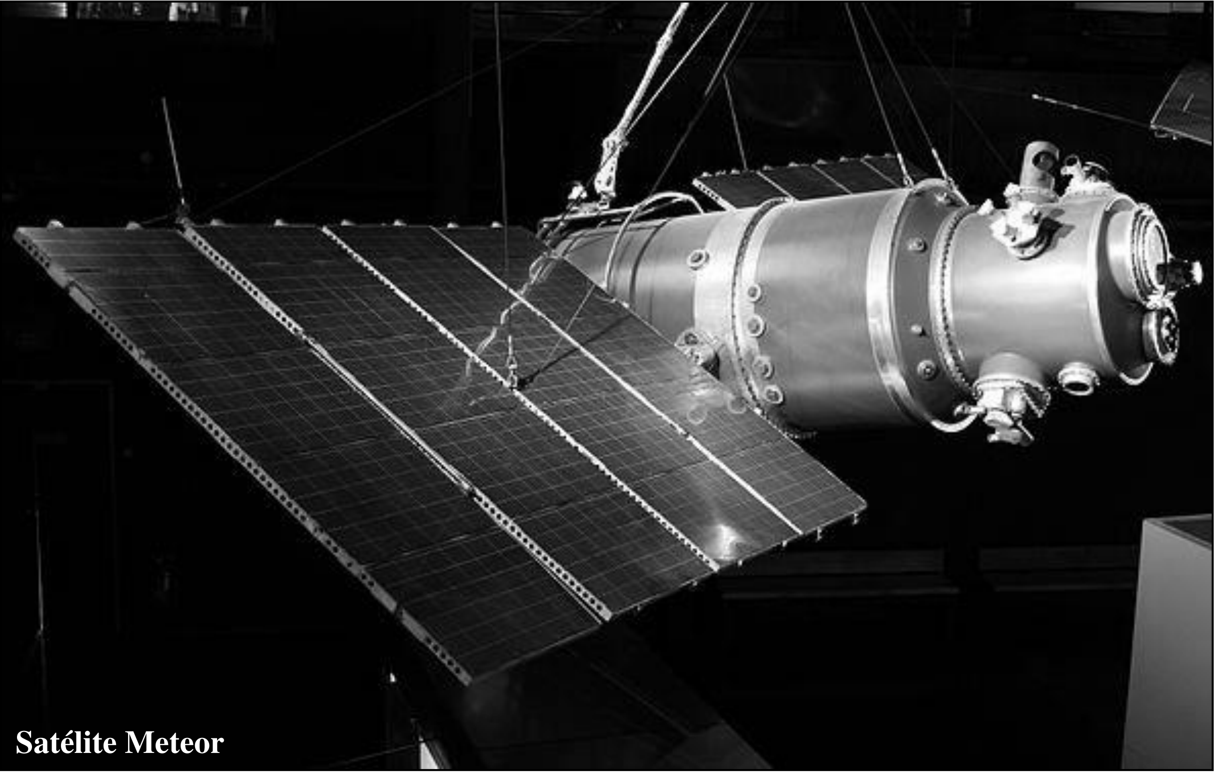
Lanzado el 25-05-1966 desde el Cosmódromo de Baikonur, el satélite Cosmos-122 (considerado el primer satélite meteorológico) fue enviado a una órbita circular de 625 Km de altura y una inclinación de 65°; pero desde 1964 a 1966 ya se habían lanzado 4 satélites Cosmos a la misma órbita destinados a observaciones meteorológicas experimentales.

Después de probar el Cosmos-122, los lanzamientos se trasladaron al Cosmódromo de Plesetsk, lo que brindó la oportunidad de lanzarse a órbitas circumpolares; en 1967 los satélites Cosmos-144 y Cosmos-156 formaron por primera vez el sistema espacial experimental Meteor, que incluía dos vehículos en órbitas perpendiculares con inclinaciones de 81,2°. Sin embargo, el funcionamiento normal del sistema no comenzó hasta 1969, después de lo cual los satélites utilizados comenzaron a denominarse oficialmente Meteor.

Desde diciembre de 1971, la altitud de la órbita operativa del Meteor se incrementó a 900 Km, lo que amplió la franja, aunque provocó una disminución de la resolución; el sistema Meteor proporcionó imágenes de TV de la capa de nubes terrestre en el rango visible e IR cada 6 hrs; en 1975 aparecieron los satélites Meteor-2, capaces de medir el perfil vertical de la temperatura en la atmósfera, y equipados también con un sistema de transmisión directa de imágenes, que permitía, sin la ayuda de un Centro de Control, recibir una imagen de TV de la zona con una resolución de 2 Km en cualquier punto de la Tierra.

En 1982-84, los lanzamientos de los satélites Meteor se transfirieron desde el cohete Vostok al cohete Tzyklón, al mismo tiempo, la altitud de vuelo aumentó de 900 a 950 Km y la inclinación de las órbitas cambió de 81,2 a 82,6° como sucedió con los satélites de reconocimiento electrónico; el satélite Meteor-3, lanzado en 1984 (primer satélite de este tipo que entró en una órbita no diseñada debido a una falla en la última etapa del cohete y se lo llamó Cosmos-1612), tenía 2,1 tn de peso y sería colocado en una órbita más alta gracias a la mayor eficacia de la inyección de dos impulsos realizada por el cohete Tzyklón; el aumento de la altitud orbital a 1200 Km permitió eliminar las brechas entre las bandas de observación en las regiones ecuatoriales manteniendo al mismo tiempo el ángulo de visión del sistema óptico; el equipo de medición estaba colocado sobre una plataforma de montaje universal, permitiendo cambiarse en función de las tareas específicas; en 1991, luego del lanzamiento del cuarto satélites Meteor-3, los satélites Meteor-2 dejaron de ser operativos.

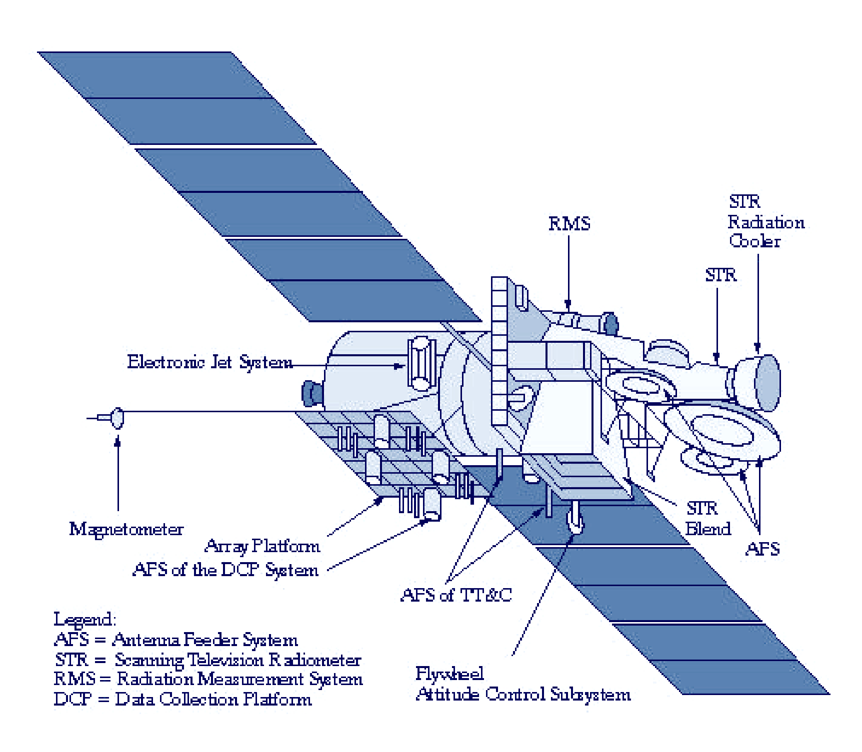




Satélite Meteor

En 1976 la URSS se comprometería a lanzar un satélite meteorológico geoestacionario a finales de 1978 como parte del programa internacional para el estudio de procesos atmosféricos globales, pero debido a dificultades técnicas no obtuvo el resultado esperado; sin embargo reservó 3 plazas en órbita geoestacionaria para los satélites GOMS (Satélite Meteorológico Operacional Geoestacionario) desde 1988; el primer lanzamiento de un satélite de este tipo, conocido como Elektro-1, retrasaría su lanzamiento debido a diversos problemas surgidos durante el desarrollo del software y la producción de la carga útil; el satélite tenía un peso de 2,5 tn por lo que su lanzamiento debería realizarse a bordo de un cohete Proton-K, finalmente el satélite sería lanzado desde el Cosmódromo de Baikonur el 31-10-1994, y enviado a una órbita de 76° E sobre el Océano Índico; su carga útil se componía de dos instrumentos, el STR como instrumento principal con un radiómetro de 2 canales, 1 en luz visible y 1 en IR (que nunca estaría operativo), y el RMS, instrumento destinado a medir la radiación de rayos X , la constante solar y componentes del campo magnético terrestre, permitiendo controlar y predecir la actividad solar, analizar el campo magnético y la radiación, diagnosticar y controlar la magnetosfera, la ionosfera y la alta atmósfera; experimentó problemas de orientación/estabilización durante su fase inicial de operaciones, estos problemas finalmente se solucionaron el 1-02-1995; desde entonces, ha estado en su fase de prueba operativa; a pesar de los problemas, el satélite sería operativo para el hemisferio oriental; sin embargo, las imágenes visibles no pudieron transmitirse debido a problemas con el paquete del sensor; los datos en IR comenzaron a funcionar en 1996; las operaciones de la misión finalizaron en el año 2000 (el satélite experimentó dificultades durante toda su vida útil y nunca pudo proporcionar un servicio operativo sostenido).





Para los usuarios militares, los satélites meteorológicos geoestacionarios serían de gran interés en apoyo a las actividades militares, de particular importancia por la determinación precisa de las condiciones meteorológicas en zonas relativamente pequeñas, en la URSS no se observaba tal especialización, quizás porque las fuerzas armadas, que controlaban todas las naves espaciales, siempre tuvieron la capacidad de obtener la información necesaria desde un sistema unificado de observación meteorológica, además, se instalarían sensores de nubes a bordo en los satélites ópticos de reconocimiento para evitar el desperdicio de película durante condiciones climáticas adversas en el área objetivo.

Satélites de Investigación y Calibración

Los lanzamientos con cohetes Kosmos B-1 comenzaron en 1964 desde el Cosmódromo de Kapustin Yar y desde 1967 se también se llevaron a cabo desde el Cosmódromo de Plesetsk, todos estos satélites se lanzaron a órbitas alargadas, divididas en tres grupos según la altura del apogeo, baja (500-600 Km), alta (1200-2200 Km) e intermedia (800-870 Km); si los lanzamientos desde el Cosmódromo de Kapustin Yar proporcionaban inclinaciones orbitales de 48,4 a 49°, desde el Cosmódromo de Plesetsk los satélites de bajo apogeo se lanzarían a órbitas con una inclinación de 71° y los satélites de alto apogeo una inclinación de 82°.

Las órbitas de cada uno de estos satélites también se utilizaron para lanzamientos científicos (muchos de los cuales fueron identificados como tales sólo años después), por lo que es muy probable que los satélites en cuestión se basaran en un diseño unificado desarrollado por la empresa de Yangel y bien conocido por los primeros satélites de la serie Cosmos.

Las mediciones ópticas indicaron que los satélites se estabilizaban en órbita mediante rotación, pero ningún observador independiente pudo obtener de ellos señales de radio descifrables (a diferencia de los satélites científicos, que normalmente se reconocían inmediatamente mediante telemetría), as bajas altitudes del perigeo, de 220 a 290 Km, limitaron la existencia orbital de los satélites lanzados por cohetes B-1 a cuestión de meses, los de vida más corta eran los satélites de bajo apogeo con un período orbital de unos 92 min, y los satélites de esta serie se lanzaban entre 6 y 8 veces al año.

La regularidad de la sustitución de satélites de órbita baja indicaba que el programa era de carácter operativo más que experimental, se expresaron diversas hipótesis sobre su propósito, desde determinar las condiciones climáticas en áreas de reconocimiento fotográfico hasta realizar reconocimientos electrónicos y monitorear explosiones nucleares en el espacio. Sin embargo, para controlar las explosiones nucleares, era necesario que varios satélites estuvieran en órbita al mismo tiempo, el apoyo meteorológico a los vuelos de reconocimiento fotográfico no exigía secreto de comunicaciones, además los satélites de reconocimiento óptico soviéticos utilizaban sus propios sensores de nubes a bordo.

Desde 1974, los lanzamientos a órbitas similares comenzaron a realizarse utilizando el cohete Kosmos S-1 más potente; entre 1974 y 1976, se reemplazó al cohete Kosmos B-1 en los lanzamientos más raros a órbitas muy elípticas con un período orbital de 109 min; los lanzamientos a órbitas de 850 a 1000 Km cesaron en 1977, junto con el uso del cohete Kosmos B-1 y dos lanzamientos del cohete Kosmos S-1 en 1974 y en 1976 no continuaron órbitas cercanas a éstas con apogeo de aprox. 720 Km y perigeos de 240-280 Km; la serie más masiva de lanzamientos de bajo apogeo con el cohete Kosmos B-1 tuvo lugar entre 1975 y 1976 reemplazados por satélites lanzados por los cohetes Kosmos S-1 en órbitas casi circulares con una altitud media de 495 Km y una inclinación de 65,8°; hasta entonces, sólo se lanzaban a dichas órbitas objetivos para los satélites interceptores, y, por lo tanto, el satélite Cosmos-752, lanzado en 1975, inicialmente se consideró como un objetivo no utilizado; aproximadamente la mitad de los satélites de órbita baja eran lanzados por los cohetes Kosmos S-1, comenzando con el Cosmos-816 en 1976, y separaban periódicamente objetos pequeños durante el vuelo, que descendían mucho más rápido que el satélite portador; normalmente, los objetos aparecían en pares y se dejaban caer desde el vehículo principal de forma simétrica, de modo que la mitad estaba por encima y la otra mitad por debajo de su órbita, los objetos se liberaban en pequeños grupos a lo largo de varios meses, y la liberación de un nuevo grupo de objetos coincidía con la salida de órbita de los anteriores.

Los objetos tenían una sección de radar de aproximadamente 0,1 m^2; los coeficientes balísticos calculados a partir de su tasa de descenso eran de aprox. 0,1 m/Kg (entre 1 y 2 kg para la masa de cada sonda), aparentemente los objetos eran huecos sin ningún sistema activo, y la diferencia en los coeficientes balísticos indicaba la diferencia en sus formas; el seguimiento de estas sondas pasivas permitía determinar variaciones en la densidad de la atmósfera superior, que varía significativamente según la época del año, el día y el estado de la actividad solar y afecta la precisión del control de vuelo de los satélites y misiles balísticos; además, se podía utilizar objetivos orbitales con características de radar conocidas con precisión para calibrar las estaciones de radar utilizadas en el control espacial y los sistemas de alerta de ataques con misiles. En este caso, es aconsejable utilizar objetivos de diferentes formas, por ejemplo, esferas estándar y simuladores de las características de radar de ojivas reales; el uso de objetivos espaciales para probar equipos de radar fue más relevante para la URSS que para Estados Unidos, ya que este último probaba sus sistemas de seguimiento en el atolón de Kwajalein en el Pacífico utilizando lanzamientos reales de misiles ICBM desde California, mientras que la URSS carecía de una capacidad similar, y continuaría operando el sistema de defensa antimisiles de Moscú, que requería del entrenamiento de ataque periódicamente; de 1976 a 1983, el número máximo de objetivos separados por satélites de órbita baja fue de 24, a partir del satélite Cosmos-1601, aumentaría a 28; en varios casos, problemas técnicos impedirían la liberación de todos los objetos y, a veces, de fragmentos, registrándose elementos que podrían representar partes estructurales del satélite portador.

Desde 1988, los cohetes Tzyclón comenzaron a lanzar satélites similares, utilizando órbitas de 530 Km de altitud y una inclinación de 74 u 82,5°, pero la naturaleza del comportamiento orbital siguió siendo la misma, el primer satélite de este nuevo tipo (Cosmos-1985) separó 36 objetos en lotes de 2 a 6 durante más de dos años; los satélites Cosmos-2002 y Cosmos-2059 se lanzaron a intervalos de un año en 1989 y 1990, serían enviados a las órbitas más alargadas utilizadas por los satélites pequeños con un apogeo de unos 2300 Km y un perigeo de 190 Km (con perigeos tan bajos, ambos cayeron en unos pocos meses, pero poco después del lanzamiento, cada uno separó 10 objetos pequeños que duraron aproximadamente un mes y medio en órbita).

En 1990, el satélite Cosmos-2098 fue lanzado a una órbita de 400 x 2000 Km, que se utilizó por última vez en 1983; en 1991, el satélite Cosmos-2164 fue lanzado a una órbita similar con una altitud de 200 x 780 Km.

Satélite de calibración DS-P1M



La nave espacial DS-P1M se basó en una carga útil de calibración de radar y tenía un peso de 643 Kg, llevaba el llamado Sistema de Detección de Metralla (SFO) y un conjunto dual de sensores de parámetros orbitales denominados Fakel-MSD y RDM-3M; el sistema de telemetría Tral-P2-82 fue diseñado para transmitir datos sobre el número de impactos de metralla durante las pruebas de interceptación.

El cuerpo presurizado del satélite estaba cubierto por una armadura protectora especial y se esperaba que transmitiera datos después de hasta tres ataques de los interceptores, el sistema SFO fue diseñado para contar el número de impactos de metralla expulsada por el satélite interceptor que se movía a una velocidad relativa de 1,2 a 2,1 Km/s.

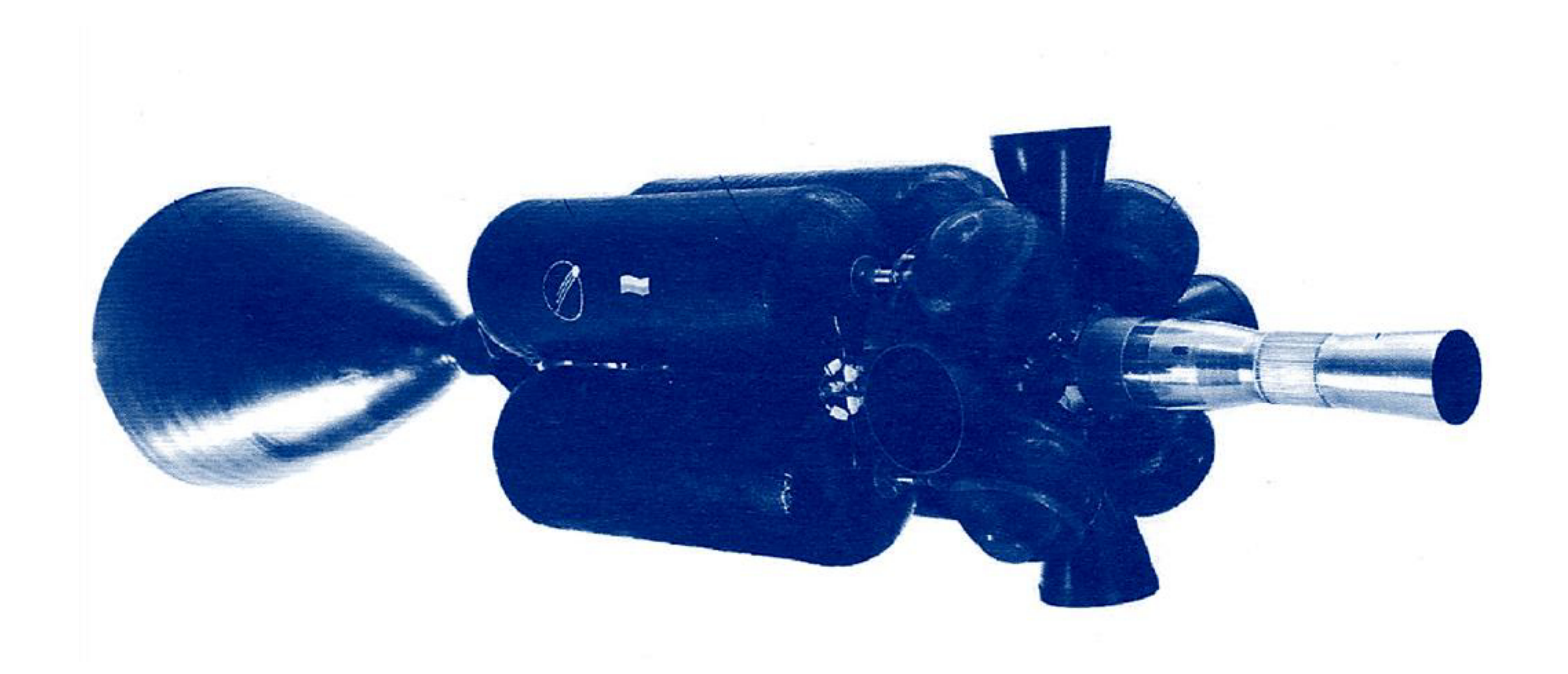
Estación misilística Cascade

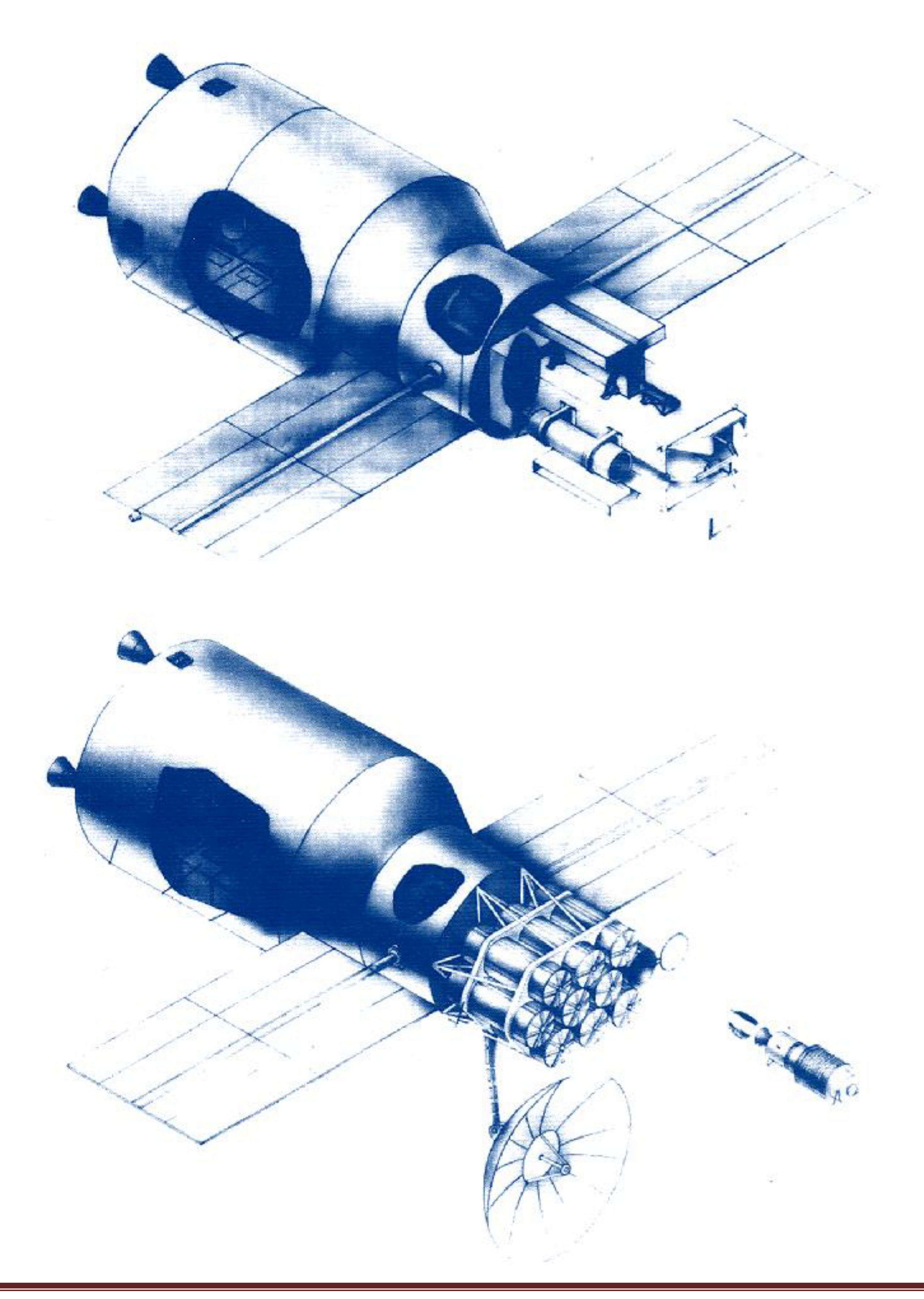
Armas más pequeñas, como los misiles, en comparación con un conjunto con un arma láser, permitían que la nave espacial llevase a una mayor capacidad de combustible, por lo que parecía apropiado crear un sistema que consistiera en una constelación de satélites militares, una parte de los cuales estaría equipado con un láser (para ser utilizado en objetos en órbita baja), y la otra parte con misiles, para objetos situados en órbita media-alta y geoestacionaria.

Para destruir a los misiles balísticos y sus señuelos, en NPO Energiya se trabajó en la estación Misilística Cascade, un proyecto del interceptor de misiles en el espacio.

En la práctica de NPO Energiya, el misil interceptor tenía un margen de velocidad característica, proporcional a la velocidad característica de los misiles que llevan cargas de avanzada en órbita de satélites de alto rendimiento, y que se logra mediante el uso de soluciones tecnológicas, basadas en las últimas conquistas de la ciencia soviética y la tecnología en la miniaturización de los instrumentos, creado por NPO Energiya era un sistema de propulsión único que utilizaba un combustible no convencional y materiales compuestos de alta resistencia.

Para las pruebas orbitales de los misiles, se decidió instalar la Estación Cascade en una nave de transporte de carga Progress, en cuya 1° etapa (1986-88) se planificaron 5 vuelos; en la base industrial de NPO Energiya, la Planta Piloto de Ingeniería comenzarían la producción de estas naves, pero las pruebas de vuelo nunca se realizaron.





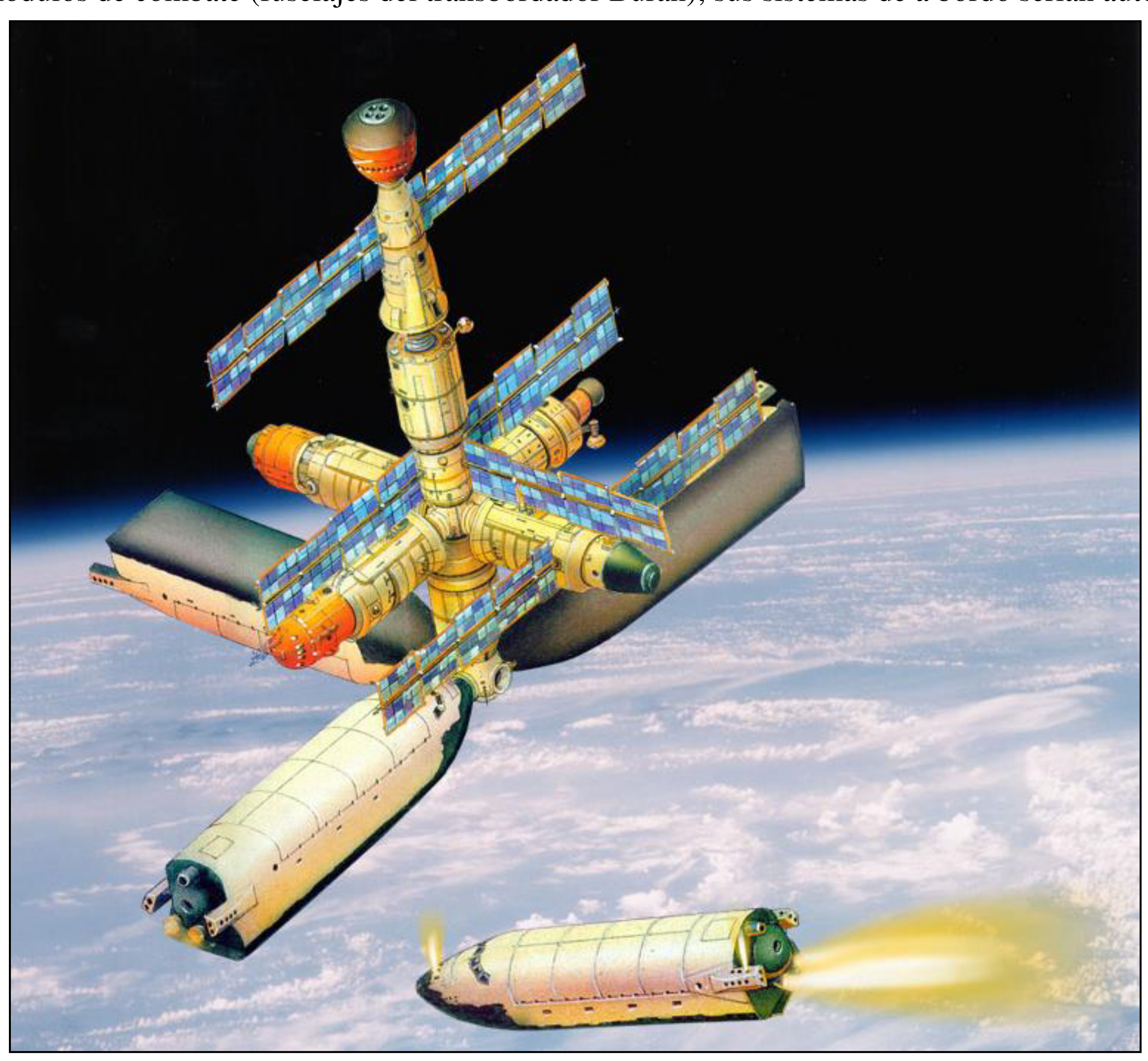
Transbordador espacial Buran

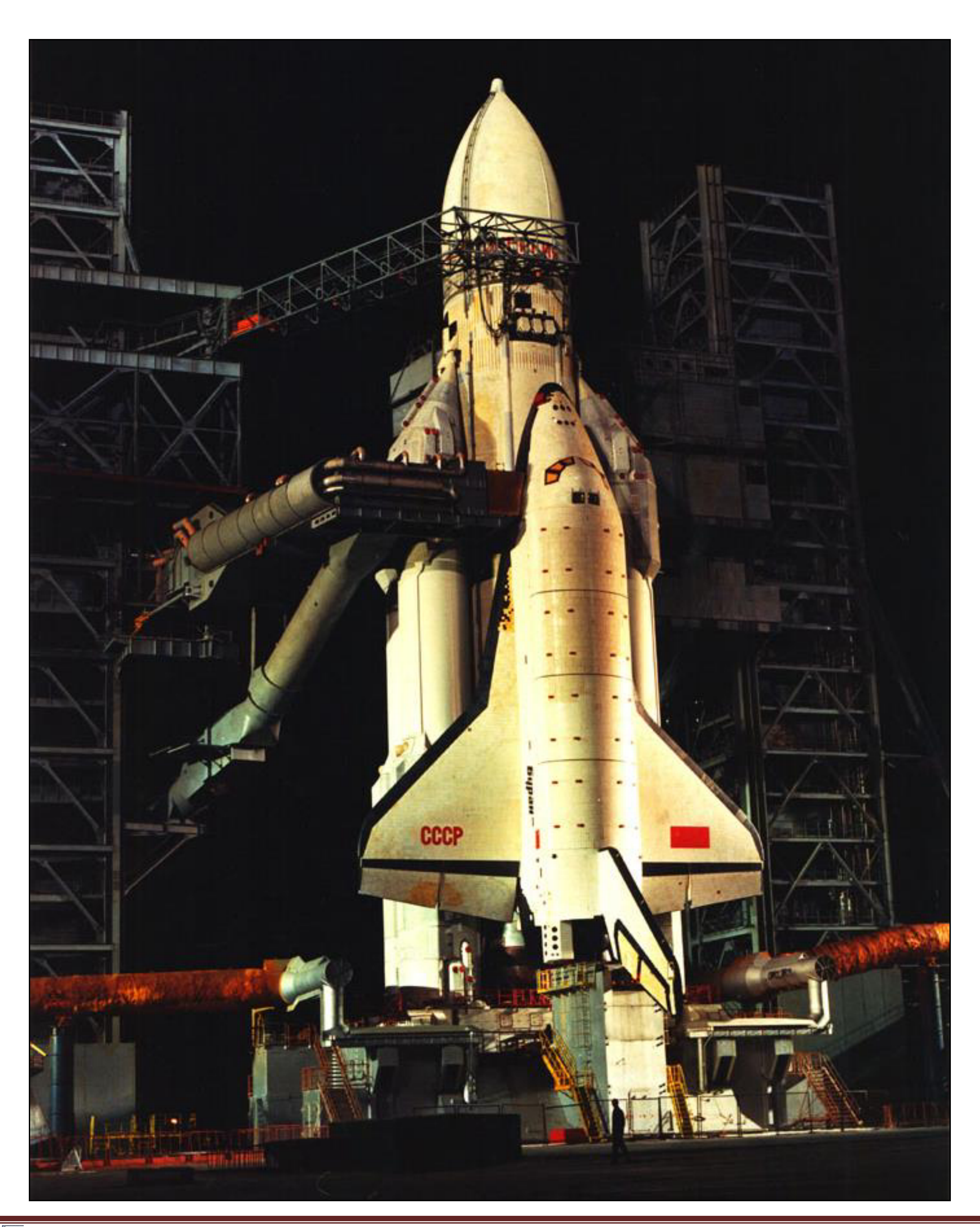
A principios de la década de 1970, los soviéticos estaban convencidos de que el STS de Estados Unidos sería sobre todo un medio de intervención militar, y temían que se utilizase para llevar un arma láser capaz de destruir satélites, misiles y objetivos en tierra, por lo que se decidió la construcción del transbordador espacial Buran, paralelamente se inició el programa del cohete Energía, destinado fundamentalmente a poner al transbordador en órbita.

Los objetivos del transbordador espacial Buran fueron formulados por primera vez en las especificaciones del sistema espacial universal, redactado por la sede central de medios espaciales del Ministerio de Defensa de la URSS y ratificado el 7-11-1976.

La plataforma espacial Buran tenía como objetivo la implementación de un sistema militar para contrarrestar las posibles actividades del oponente para utilizar el espacio de manera militar; realizar determinadas tareas en interés de la defensa, economía estatal y la ciencia; realizar estudios y experimentos militares aplicados para la creación de un enorme complejo espacial y el regreso a la Tierra de cosmonautas y cargas diversas.

Para destruir objetivos terrestres importantes se construiría una estación de combate espacial a la que se le añadirían módulos de combate (fuselajes del transbordador Buran); sus sistemas de a bordo serían autónomos.



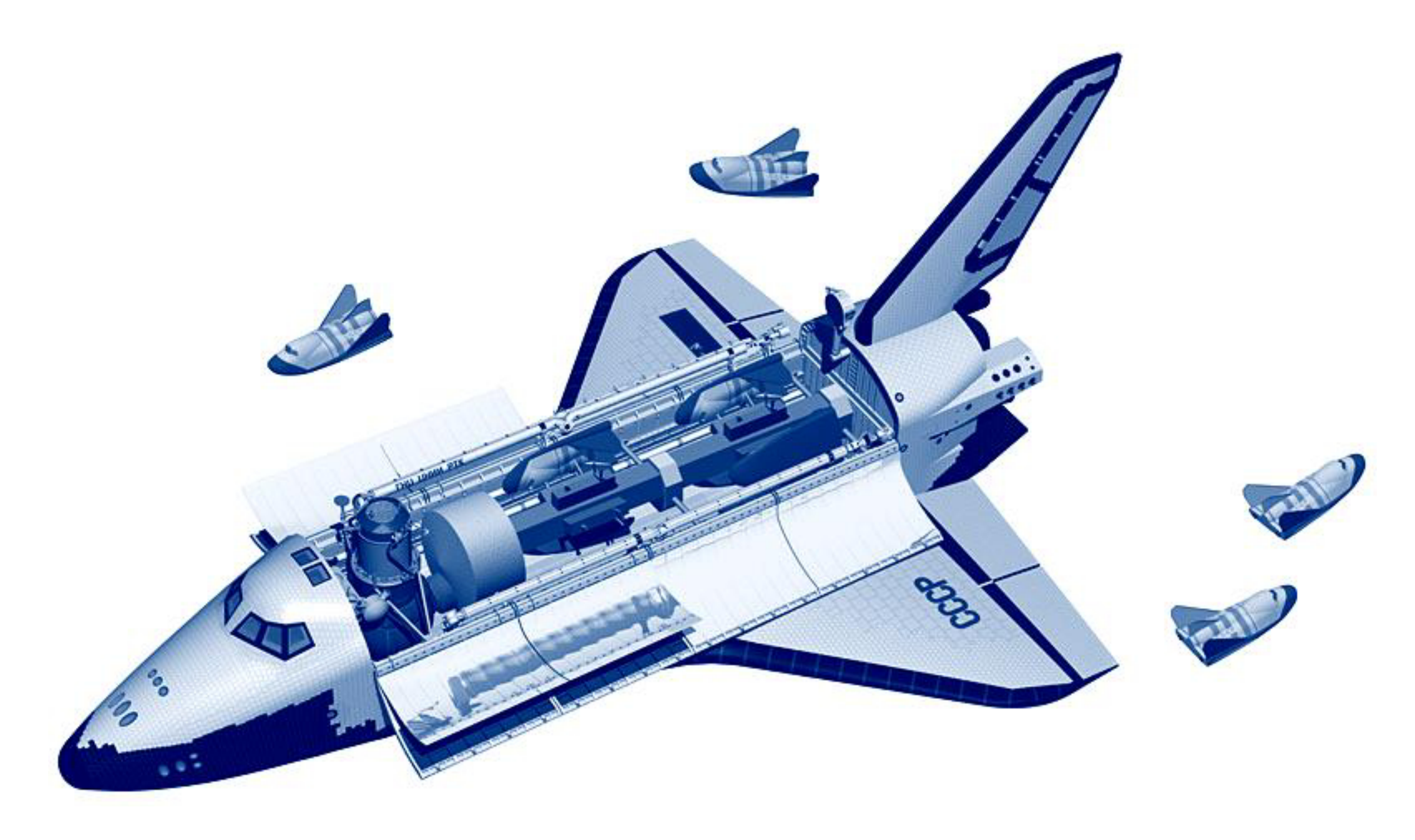

СССР

La carga militar del Buran se elaboraría por decisión confidencial en el “Estudio sobre la posibilidad de crear armas para la conducción de hostilidades en el espacio" de 1976.

El transbordador Buran, llevaría un sistema de gestión activa para poder maniobrar en órbita y grandes reservas de combustible en el sistema de propulsión combinada; como carga útil llevaría unidades de combate que estarían en un contenedor, ocultos y protegidos de los espías, así también como a los factores adversos de los vuelos espaciales; este sistema de armas causaría el impacto de un ataque quirúrgico.

Las unidades de combate con bombas nucleares debían ser colocadas de forma compacta y en lanzadores rotatorios en la bodega de carga; se estimaba que debido a sus dimensiones se podían colocar en cada catapulta rotativa hasta 5 ojivas nucleares.

Teniendo en cuenta las posibles trayectorias de las bombas en la atmósfera (1100 a 1500 Km), un ataque realizado con 20 bombas nucleares podría destruir una franja de 3000 Km de superficie terrestre.



La plataforma Buran también podía usarse para colocar minas espaciales y crear una cortina de protección contra el sistema SDI, en la URSS se llevaron a cabo estudios para crear nubes orbitales limpiadoras de cualquier nave espacial hasta 3000 Km de altitud; después de un ataque de este tipo, obviamente el espacio circunterrestre habría quedado inutilizable durante meses, pero este tipo de soluciones fueron previstas durante o antes de un ataque masivo entre Estados Unidos y la URSS.

Sistema de Defensa Espacial IS-MU



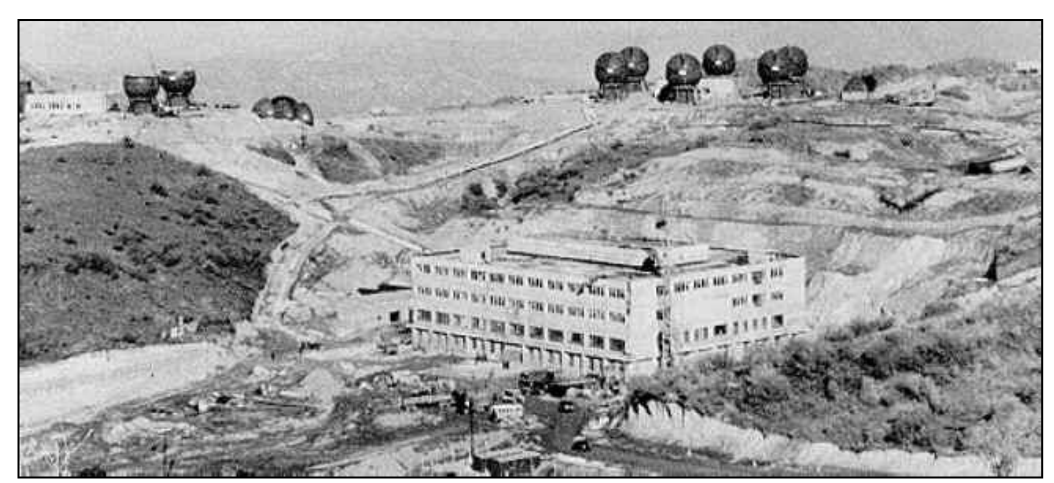
A pesar de la moratoria unilateral de 1983 sobre las interceptaciones de satélites orbitales, la URSS continuó desarrollando sistemas antisatélites de seguimiento; en 1991 declaró operativa una versión modificada del sistema antisatélite, conocido como IS-Mu, que utilizaba el cohete Tsyklon-2 como vehículo de lanzamiento, pero llevaba un antisatélite mejorado denominado 14F10, sistema capaz de interceptar sus objetivos antes de que el satélite asesino completara su primera órbita alrededor del planeta, dejando así a un adversario potencial menos tiempo para rastrear al interceptor e implementar maniobras evasivas.

El sistema IS-MU permaneció oficialmente en funcionamiento hasta 1993; sin embargo, incluso después del desmantelamiento formal de la red, su segmento terrestre se mantuvo en condiciones de funcionamiento incluida la instalación 224-B para cálculos y mediciones de comando y el complejo de lanzamiento en el Sitio 90 de Baikonur, conocida como instalación 334-B; en 2009, el Centro de Mando de la Defensa Antiespacial PKO y el Centro de Seguimiento del Espacio Exterior KKP fueron modernizados, incluida la instalación del Complejo de Cálculo Elbrus-90 y un nuevo complejo de visualización de información.

Rusia también mantuvo en estado operativo las estaciones terrestres antisatélite OS-1, OS-2 y la red de estaciones de alerta temprana, que también tenían una función antisatélite y se estaban implementando nuevas estaciones de radar de seguimiento en Vorónezh, que otorgarían capacidades adicionales a la red.

Sistema de Defensa Espacial IS-MD

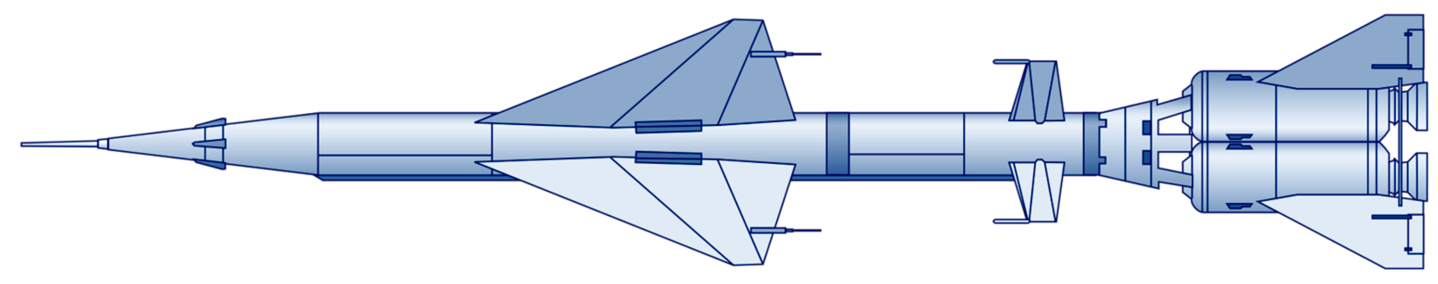
Además del sistema de interceptación en órbita baja, la URSS estudió la posibilidad de destruir satélites en la órbita geoestacionaria; el desarrollo del sistema IS-MD comenzaría en 1988; en 2009 se identificaría un complejo de seguimiento terrestre denominado Okno como un componente del complejo IS-MD, la estación de seguimiento detectaría y seguiría fácilmente objetos en la órbita geoestacionaria, también se reveló que se estaba construyendo una segunda instalación en la costa del extremo oriental de Rusia.

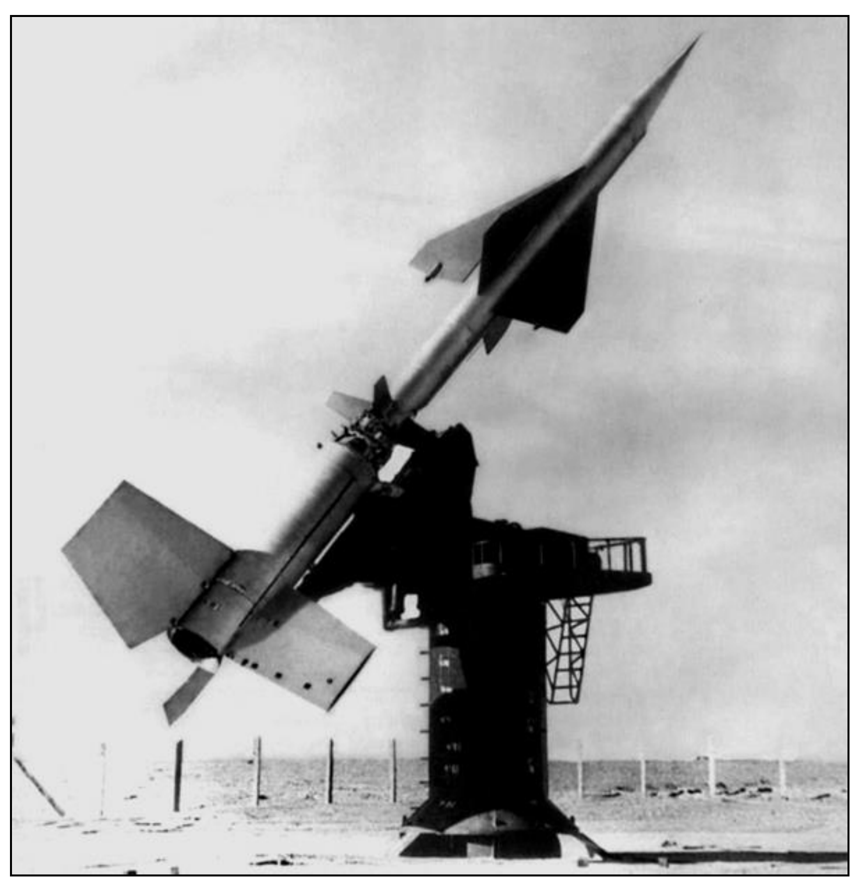


Sistema de Misiles Anti Balístico (ABM)

Sistema antimisiles A

La URSS mantuvo el único sistema ABM operativo del mundo alrededor de Moscú, el primero fue el llamado Sistema A, que comenzaría a desarrollarse en 1956 en el campo de pruebas de Sary Shagan; el sistema utilizaba el misil V-1000 para intercepción de misiles enemigos; su primer lanzamiento tendría lugar el 11-10-1957; y su primera intercepción exitosa se produjo el 4-03-1961, donde un misil balístico R-12 lanzado desde el Polígono de Pruebas de Kapustin Yar, lanzaría una ojiva falsa que sería interceptada por un misil V-1000 lanzado desde Sary Shagan; la ojiva falsa sería destruida a una altitud de 25 Km por el impacto de 16000 municiones esféricas de carburo de Tungsteno 140 seg. después del lanzamiento; el sistema utilizaba el radar Dunay-2, un radar ABM RSV-PR (Hen Nest) y tres radares de guiado (Hen Egg) que estaban situados a una distancia de 150 Km cada uno; el sistema podía rastrear misiles desde una distancia de unos 700 Km); el lanzador del misil V-1000 y el radar estaban ubicados juntos, y utilizaba una computadora M-40 que podía realizar 40000 operaciones/seg; en total, desde el inicio de las pruebas del Sistema antimisil A se realizaron 84 lanzamientos de misiles V-1000 en diferentes niveles de equipamiento; Estados Unidos no demostraría un misil equivalente hasta 1984.







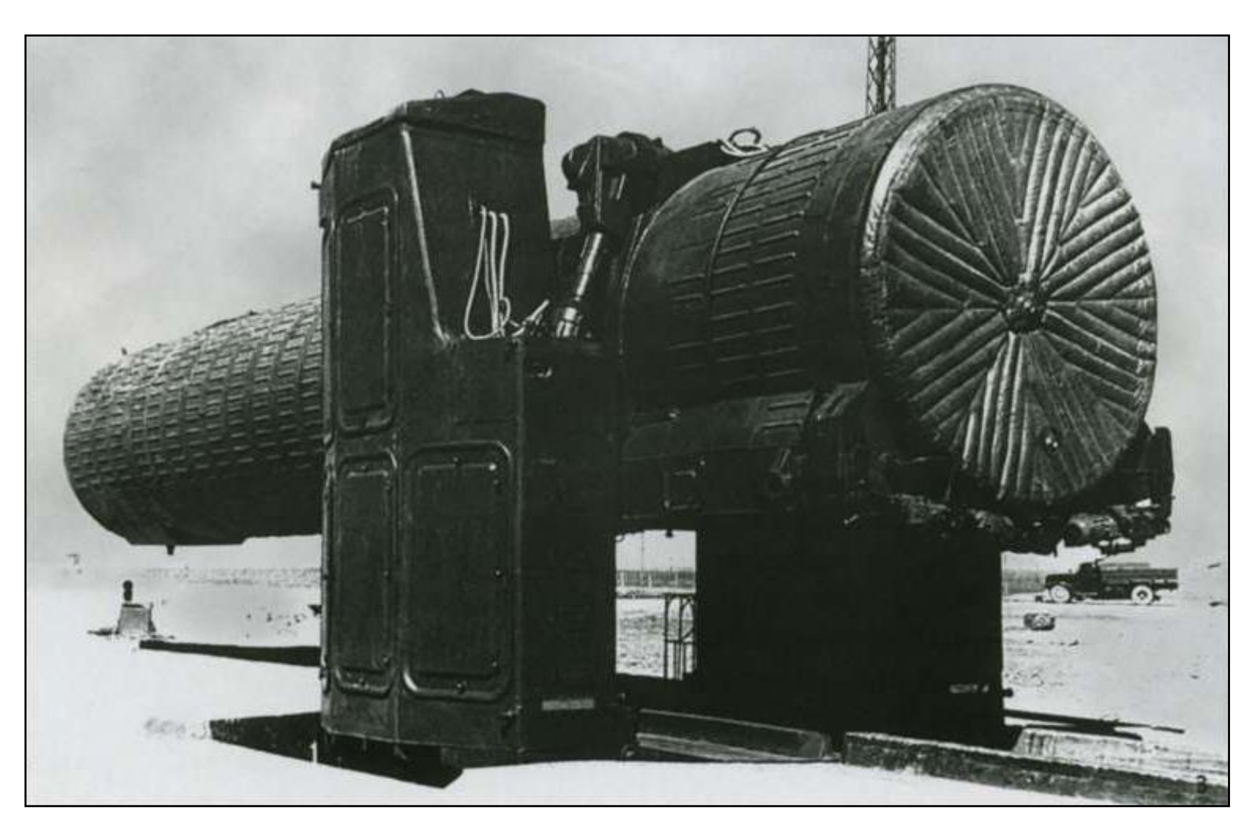
Sistema anti misiles A-35

Los trabajos en el Sistema A-35 comenzarían en 1959, la versión inicial utilizaba misiles interceptores A-350 (Galosh) con una longitud de 19,8 m; 2,5 m de diámetro y 400 Km de alcance, se reveló públicamente por primera vez en 1964 durante un desfile en Moscú; en 1967 comenzaron las pruebas y se completo la construcción de los sitios de lanzamiento alrededor de Moscú; los misiles se desplegaron por primera vez en 1967-1968; y realizó su primer vuelo en 1968; en 1969, durante un lanzamiento de prueba, el misil interceptó con éxito una ojiva del misil balístico R-12; las pruebas finales de todo el sistema se completaron con éxito en 1970 y el sistema de misiles antibalísticos se adoptó en 1971; sin embargo, el A-35 resultó ser extremadamente caro y se consideró ineficaz, además, el Tratado ABM de 1972 entre la URSS y Estados Unidos limitó el uso de sistemas ABM a un radio de 150 Km alrededor de un punto seleccionado; a diferencia del misil V-1000, el Galosh debía tener una ojiva nuclear, el diseño del sistema requería que fuera capaz de interceptar varios vehículos de reentrada con múltiples objetivos independientes (MIRV) e interceptarlos fuera de la atmósfera; el Sistema A-35 debía tener un centro de mando principal, 8 radares de alerta temprana con sectores superpuestos y 32 estaciones de batalla.

La instalación del Sistema A-35 comenzó en 1965, pero en 1967 sólo estaba lista la versión de prueba en Sary Shagan; el conocimiento de los defectos del sistema, incluida la incapacidad para manejar el sistema MIRV, fue parte de la razón por la que una comisión del Ministerio de Defensa de 1967 decidió no implementarlo de manera completa; sus 8 radares se redujeron a 2, el Dunay-3 (Dog House), y el Dunay-3U (Cat House).

En 1971, se probó una versión del A-35 con el centro de mando principal, un radar y tres estaciones de batalla, el centro de mando estaba ubicado en el mismo lugar que el radar Duna-3; en 1974, se probó una versión con el mando principal (equipado con una computadora 5E-92) y 4 de las 8 estaciones de batalla, cada una con 2 radares de seguimiento, 2 radares de gestión de batalla y 16 misiles A-350; sólo 4 de las 8 estaciones de batalla se completaron, cada una tenía dos áreas con 8 misiles cada una, y cada área tenía 3 radares (denominados Try Add).









En 1971 quedó claro que el sistema A-35 no era eficaz contra misiles balísticos MIRV y en 1972 se iniciaron las mejoras del A-35 para abordar este problema, el sistema se actualizó a un estándar A-35M mejorado.

En 1974 se observó que las mejoras tenían un efecto limitado y el gobierno soviético decidió detener el desarrollo del sistema A-35; se necesitaba un nuevo concepto de sistema de misiles antibalísticos; finalmente, los soviéticos se centraron en el desarrollo y la producción de un nuevo sistema de misiles antibalísticos, el A-135, aunque el sistema A-35M modernizado con misiles A-350R mejorados entraría en funcionamiento en 1978.

En 1980, se comenzó a actualizar y ampliar el sistema hasta el límite permitido por el Tratado de ABM de 1972, el sistema de una sola capa original incluía 64 lanzadores aéreos recargables en 4 complejos y radares de gestión de batalla Dog House y Cat House al S de Moscú, cada complejo constaba con radares de seguimiento y guía e interceptores Galosh (misiles terrestres con armas nucleares diseñados para interceptar ojivas en el espacio poco antes de que vuelvan a entrar en la atmósfera terrestre).

El sistema ABM modernizado de Moscú sería una defensa de dos capas compuesta por alrededor de 100 interceptores A-350 Galosh modificados de largo alcance basado en silos (interceptor de alta aceleración basado en silos diseñados para atacar objetivos dentro de la atmósfera), radares de intervención y orientación asociados, y un gran radar ubicado en Pushkino diseñado para el control.

El sistema soviético para la detección y seguimiento de ataques con misiles balísticos constaba de una red de satélites de detección de lanzamiento, radares sobre el horizonte y una serie de radares de gran tamaño en fase; la red de satélites de detección de lanzamientos podía avisar con unos 30 min de antelación de cualquier lanzamiento de un misil ICBM de Estados Unidos y determinar el origen general del misil, dos radares sobre el horizonte dirigidos a los campos de misiles ICBM estadounidenses también podían dar un aviso de 30 min.

La siguiente capa operativa de detección de misiles balísticos constaba de 11 grandes radares de alerta temprana de misiles balísticos Hen House en 6 lugares de la periferia de la URSS, radares que podían distinguir el tamaño de un ataque, confirmar la advertencia del satélite y sistemas de radar sobre el horizonte, y proporcionar datos de seguimiento de objetivos en apoyo a las fuerzas de misiles antibalísticos; también se construyeron una red de 6 nuevos radares de gran tamaño para rastrear misiles balísticos con mayor precisión que la red Hen House, 5 de los radares duplicarían o complementarían la cobertura de la red Hen House, pero con una capacidad muy mejorada y formarían un arco de cobertura desde la península de Kola en el N-O de la URSS, hasta el Cáucaso en el S-O.

Entre 1968 y 1980 se realizaron alrededor de 200 lanzamientos de prueba del misil A-350; entre 1980 y 1990 se realizaron alrededor de 90 lanzamientos de prueba, durante estos numerosos vuelos de prueba, el Sistema A-350 demostró que podía interceptar con éxito misiles balísticos, pero su protección sería contra ataques limitados; en 1990 el Sistema A-350 fue dado de baja con la introducción de un nuevo sistema de misiles ABM, el A-135 que utilizaría dos tipos de misiles, el A-925 Gorgon; de 2 etapas; 19,8 m de longitud; 2,5 m de diámetro, con ojiva nuclear y un alcance de 350 Km y el PRS-1 Gazelle, transportable y almacenable en un contenedor, sus vehículos de transporte y de recarga se basaban en el chasis de ruedas especial MAZ-543M con configuración 8x8; y el misil hipersónico PRS-1 de nuevo diseño, de 10 m de longitud; 1 m de diámetro y un alcance de 80-100 Km, misiles que fueron diseñados para interceptar misiles ICBM lanzados desde submarinos, con capacidad de discriminación e identificación de vehículos de reingreso reales a partir de señuelos y ojivas falsas.

A-925

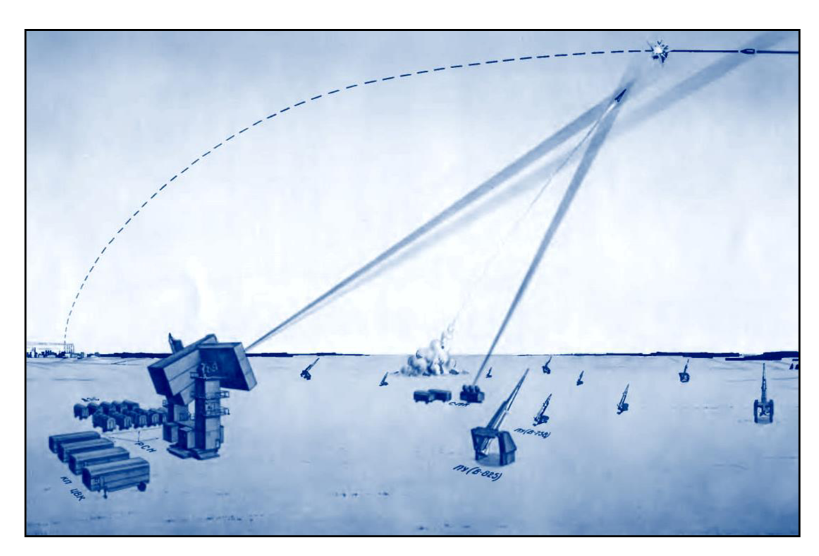
PRS-1



Sistema anti misiles S-225 Azov

Fue un proyecto para un sistema de defensa antimisiles móvil de transporte limitado, desarrollado por la empresa Almaz (contratista principal para el trabajo de diseño y desarrollo) entre 1961 y 1985, su objetivo era la protección contra misiles balísticos de alcance medio (MRBM); inicialmente, fue creado como sistema universal de defensa aérea, el desarrollo se llevó a cabo sobre la base del proyecto de sistema móvil de defensa anti misiles IRBM Saturn; y desde 1963, el desarrollo del sistema misilístico S-225 se llevó a cabo en el marco del proyecto de defensa antimisiles Taran.

La separación del sector cubierto del espacio aéreo en términos de altura y alcance de la zona de tiro se logró mediante el uso de dos tipos de misiles antimisiles, los misiles de largo alcance B-825 para interceptar objetivos balísticos a distancias y altitudes máximas, y los misiles PRS-1 de corto alcance para interceptar objetivos que lograrían superar el primer escalón de la defensa antimisiles; el proyecto preliminar se basó en los desarrollos del sistema de defensa antimisiles Saturn, que, una vez finalizados los trabajos de este proyecto, fueron transferidos a la empresa Almaz; y el desarrollo del sistema Azov se llevó a cabo de forma independiente como un elemento móvil del sistema de defensa antimisiles en capas del país junto con el complejo de defensa antimisil A-135; teniendo en cuenta el volumen de trabajo planificado y su amplio alcance, en la creación de los elementos del complejo, participaron diversas estructuras de desarrollo, investigación, producción, construcción e instalación.



El sistema misilístico Azov estaba compuesto por un puesto de mando; cabinas de control equipadas con computadoras digitales 5E261; sistema de alerta de ataque con misiles y/o un radar de detección de objetivos de largo alcance para preparar el sistema para la operación de combate; sistema de transmisión de datos; sistemas de registro de resultados de trabajo para el seguimiento general durante las pruebas de campo del complejo; puesto de medición; radar de guía de precisión RSN-225 con conjuntos de antenas en fase para detectar, rastrear e iluminar un objetivo en vuelo; estación de radar para la transmisión de comandos; lanzadores de defensa antimisiles en silos y terrestres; misiles interceptores de corto alcance (100 Km) PRS-1; misiles interceptores medio alcance de alta velocidad B-825; vehículos de transporte e instalación sobre chasis MAZ-547 para el transporte de misiles B-825.

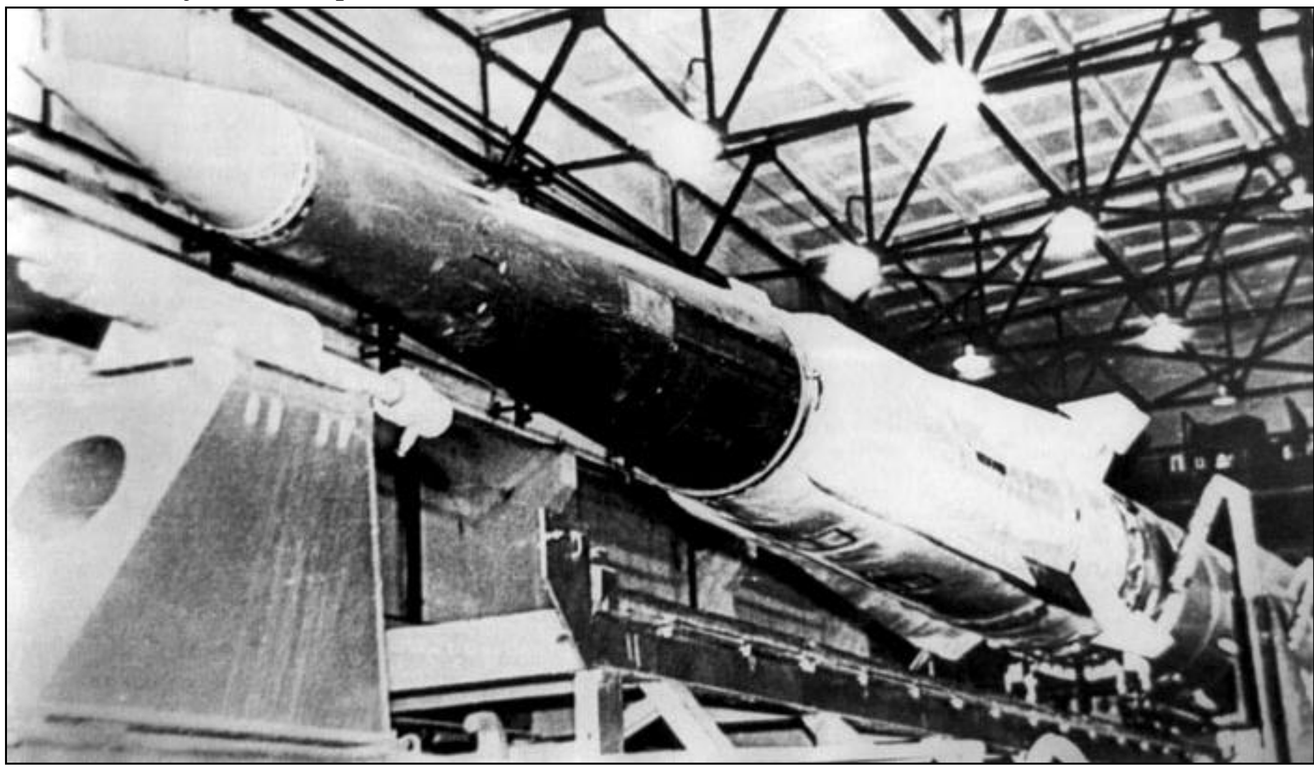
El sistema S-225 tenía que gestionar todas las funciones de distribución, incluidas las pruebas funcionales y el refinamiento de la designación de objetivos externos, la detección y seguimiento de objetivos, la generación y transmisión a bordo de la guía de comando se llevaba a cabo automáticamente por el complejo informático central de alto rendimiento (los programas se creaban en tiempo real y, por tanto, no podían utilizarse en un lenguaje de programación universal, estos programas sólo podían ser creados por programadores expertos en la interacción con el equipo real).

El primer prototipo del sistema S-225 se entregó al polígono de pruebas de Priozersk, donde se desplegaron estructuras de ingeniería preparadas previamente, en 1971, el modelo estuvo completamente ensamblado y comenzó a funcionar, al principio se hizo en simuladores; debido a la duración del trabajo y a la incómoda estancia en el lugar, el trabajo se realizó de forma rotativa.

En 1972 comenzaron las pruebas con misiles ICBM lanzados desde el Cosmódromo de Kapustin Yar; además, debido a la corta duración del vuelo, no cumplían los objetivos de velocidad de los misiles ICBM, por lo que se utilizaron vehículos especiales para realizar una aceleración adicional de la ojiva en una trayectoria descendente para trazar la velocidad correspondiente a los misiles ICBM; estas pruebas tendrían un doble objetivo; por un lado, desarrollar las tropas de combate, y por otro, acumular experiencia en el posicionamiento de objetivos balísticos mediante sistemas de ingeniería de radio y realizar los cambios necesarios en el hardware y el software de gestión.

La observación del comportamiento de los objetivos balísticos en la fase terminal de su vuelo también supuso un gran beneficio para los desarrolladores de misiles ICBM, ya que permitió evaluar la eficacia de la reacción del lado defensor; además de las pruebas posteriores al lanzamiento, en el misil V-825 comenzaron las pruebas del sistema de radio, que se llevaron a cabo en 16 lanzamientos, durante los cuales, además de la prueba del misil, se cumplieron los controles de los equipos a bordo.

Las pruebas independientes del misil V-825 se iniciaron en 1969, con el objetivo de desarrollar el sistema de propulsión de la 1° etapa fuera del contenedor, la apertura de los estabilizadores, las etapas de separación y el equipamiento de a bordo; a principios de 1971 se realizaron 6 lanzamientos autónomos bajo la dirección de un programador interno; la comunicación por radio con el misil fue muy complicada, por lo que durante las pruebas se cambiaron varias veces la disposición y el diseño de las antenas a bordo; en 1973 se comenzó a probar misiles con control automático, los primeros 7 lanzamientos se condicionaron a un objetivo fijo, ubicado en diferentes puntos de la zona; los siguientes 6 lanzamientos entre 1974-1975 se llevaron a cabo con objetivos móviles simulando el vuelo de misiles ICBM; en 1976 se completaría la prueba con la interceptación de un objetivo IRBM real y en 1977 el objetivo de la prueba sería un ICBM real.



El éxito de la ejecución obligó a la dirección militar del país a decidir sobre el despliegue de equipos de radio en Kamchatka, se decidió instalar en Kamchatka un segundo conjunto de equipos del llamado segundo prototipo del sistema S-225 que fue nombrado 5K17; a principios de 1975, los fabricantes entregaron en el campo de pruebas aparatos montados en contenedores, instalaciones informáticas, puestos de mando y medios de suministro de energía autónomo y se instaló el cableado asociado.

El complejo de ingeniería de radio fue probado contra objetivos balísticos, luego fue desmantelado, cargado en ferrocarril y enviado a Vladivostok, y mediante lanchas de desembarco fue llevado a Kamchatka (se excluyó el uso de buques de carga convencionales, ya que el lugar no disponía de atracaderos capaces de recibir buques de gran tamaño), luego fueron desplegados e instalados; el complejo 5K17 sería testeado primero con objetivos satelitales y luego con objetivos balísticos; como resultado, el complejo se puso en funcionamiento en 1975.

Se detuvieron los trabajos en el primer complejo del sistema S-225 con lanzadores terrestres; el Comité Central del PCUS decidió continuar construyendo el sistema A-35 y se decidió utilizar los lanzadores de prueba PRS-1 y B-825 para el desarrollo de misiles antimisiles para el nuevo sistema de defensa; con las instalaciones de radar del primer y segundo prototipo se probaron el sistema de interceptación de corto alcance y el complejo de medición 5K17, así como para controlar las cabezas de los misiles ICBM sometidos a pruebas en interés del sistema de defensa antimisiles.

En el segundo modelo del sistema S-225 entre 1975 y 1977, se perfeccionó el equipamiento y los programas de combate, la Oficina Central de Diseño Almaz desarrolló un proyecto de sistema de defensa antimisiles con misiles PRS-1, y desde mediados de la década de 1970, el equipo de ajuste estaba en pleno funcionamiento; debido a la gran capacidad de sistemas de antenas y recursos informáticos del segundo modelo, desde 1977 se suspendió el cableado del primer modelo y se iniciaron las pruebas de producción del segundo modelo; en 1982 se completaron las pruebas de producción y en 1985 se presentó el segundo modelo como modelo para pruebas adicionales; los medios del sistema fueron desarrollados sobre la base de elementos de nueva generación, los pedidos para la fabricación se distribuyeron entre las plantas del país y se completó el montaje del complejo piloto y en el polígono de Sary-Shagan se realizaron pruebas de diversos elementos del complejo, sin embargo, tras el colapso de la URSS, el trabajo cesó y terminó siendo abandonado.



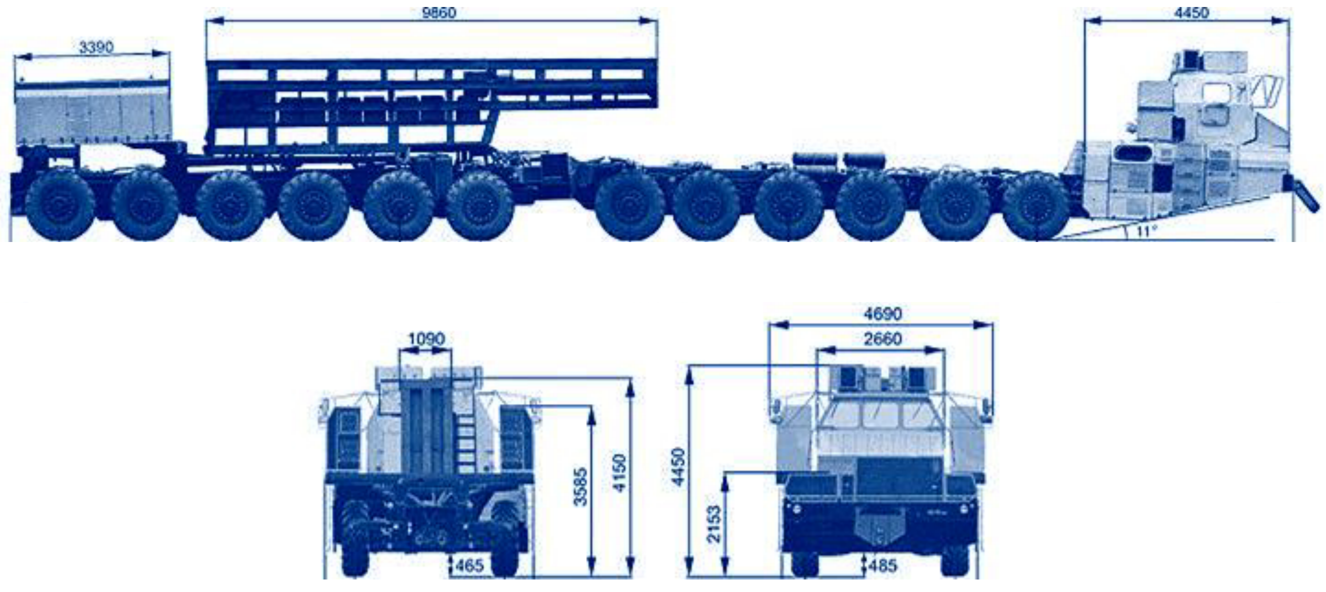
Sistema móvil de misiles terrestres

La resolución del Comité Central del PCUS y del Consejo de Ministros de la URSS de 1983 preveía la creación de un solo misil para tres opciones de despliegue: estacionario (en un silo) y móvil (ferrocarril) y superficial por medio de un lanzamiento; en 1984, los desarrolladores de complejos basados en misiles RT-23 recibieron las características tácticas y técnicas actualizadas, que determinaron que el desarrollo de un solo misil debería tener en cuenta las características de operación y uso de combate como parte de los complejos móviles y estacionarios, y determinaría el orden de desarrollo: primero los complejos móviles y luego los fijos.

El Instituto de Ingeniería Térmica desarrolló un sistema móvil de misiles terrestres con un misil 15Zh62, para transportarlo se fabricaron prototipos del tractor MAZ-7907, único vehículo en el mundo con 24 ruedas motrices, 16 de las cuales eran orientables, accionadas por un generador con una turbina de gas de 1250 CV; el primer prototipo se montó en MAZ en 1985 y debía poder transportar un misil con un peso de lanzamiento de 104 tn, 22 m de longitud y 2,4 m de diámetro en el contenedor de transporte de lanzamiento y su equipo para almacenarlo, transportarlo, prepararlo y lanzarlo.

MAZ realizó pruebas preliminares de rodaje y funcionamiento de 1000 Km, las pruebas se realizaron de noche en la carretera de Mogilev, una vez finalizadas las pruebas de fábrica, el chasis fue desmontado y enviado por ferrocarril a la Asociación de Producción de Barricadas para la instalación del equipo de lanzador autónomo, una vez finalizada la instalación, el chasis se desmontó parcialmente nuevamente y se envió por ferrocarril al área de la 7° División de la Guardia Misilística en Vypolzovo para pruebas comparativas con un lanzador basado en el MAZ 7906; las pruebas requirieron una modernización de la infraestructura de la unidad militar: se construyeron hangares para el almacenamiento y mantenimiento de los chasis, tramos especiales de carreteras con puentes e intercambios para estudiar el impacto de las ruedas sobre la superficie de la carretera; las pruebas finalizaron en 1987, su autonomía era de 2054 Km con una velocidad máxima de 25 Km/h.

La comisión, en sus conclusiones basadas en los resultados de las pruebas de producción, recomendó que el chasis MAZ-7907 tenía un mejor rendimiento debido al uso de transmisión eléctrica, mejores características vibroacústicas en la cabina, rápida preparación para moverse a bajas temperaturas debido al uso de motores de turbina de gas, mayor confiabilidad y capacidad de supervivencia debido a la redundancia de los sistemas de transmisión eléctrica y la posibilidad de movimiento con 8 accionamientos eléctricos, sin embargo, los trabajos en el complejo se detuvieron por no poder proporcionar las características necesarias de efectividad en combate.



Tren misilístico (BZHRK)

A mediados de la década de 1970 comenzaron los trabajos para la creación de un sistema móvil de misiles ferroviarios de combate (BZHRK) con misiles ICBM; inicialmente, el complejo se desarrolló con el misil RT-23, equipado con una ojiva monobloque; En 1982, se desarrolló un diseño preliminar del misil RT-23 y el tren misilístico con lanzadores ferroviarios mejorado, en particular, para disparar desde cualquier punto de la ruta, incluso desde ferrocarriles electrificados, el tren estaba equipado con un sistema de navegación de alta precisión y con dispositivos especiales para cortocircuitar y desviar la red de contactos.

El tren misilístico incluía tres locomotoras diésel DM62, un puesto de mando compuesto por 7 vagones, un vagón cisterna con reservas de combustible y lubricantes, y tres lanzadores con misiles; desde el exterior parece un tren normal compuesto por vagones frigoríficos, de correo, equipajes y de pasajeros, 8 vagones poseen 8 ejes y 3 vagones tienen cuatro ejes; gracias a los suministros disponibles a bordo, el complejo podía funcionar de forma autónoma durante 28 días.

El vehículo de lanzamiento estaba equipado con un techo abatible, el peso del cohete era de aprox. 104 tn, 23 m de longitud y 2,4 m de diámetro, con un contenedor de lanzamiento de 126 tn y un alcance de tiro de 10100 Km; para resolver el problema de la sobrecarga del vehículo de lanzamiento, se utilizaron dispositivos de descarga especiales para redistribuir parte del peso a los otros vagones.

El misil llevaba un original carenado plegable en su sección ojival, esta solución se utilizó para reducir su longitud y poder colocarlo en el vagón; los misiles podían lanzarse desde cualquier punto de la ruta; el tren se detenía, un dispositivo especial se movía hacia un lado y cortocircuitaba la red de contactos con el suelo, el contenedor de lanzamiento tomaba una posición vertical y se realizaba el lanzamiento, ya en el aire, el misil se desviaba con la ayuda de un acelerador de pólvora y sólo después se ponía en marcha el motor principal, la desviación del cohete permitía desviar el propulsor lejos del complejo de lanzamiento y de la vía férrea, evitando su daño; el tiempo de todas las operaciones, desde la recepción de la orden del Estado Mayor hasta el lanzamiento del cohete, era de hasta 3 min.; cada uno de los tres lanzadores podía lanzar tanto como parte del tren o de manera autónoma.



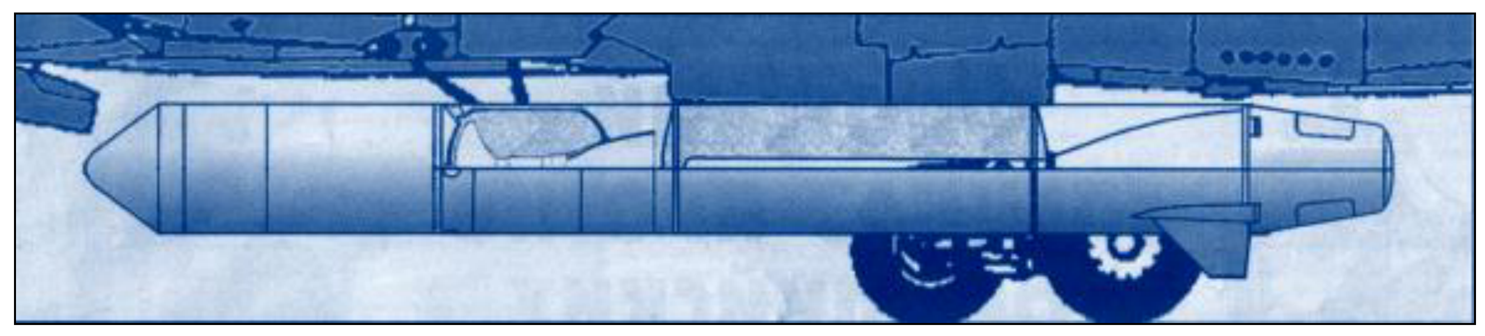
Entre 1987 y 1991 se construyeron un total de 12 complejos ferroviarios (puesto en servicio el 28-11-1989) con un total de 56 misiles desplegados en zonas del territorio de Ucrania y de Rusia; debido a cambios en la doctrina de defensa de la URSS y dificultades políticas y económicas, se detuvo el despliegue de misiles; después del colapso de la URSS, los misiles ubicados en el territorio de Ucrania fueron retirados del servicio de combate y eliminados durante el período 1993-2002; en Rusia, los misiles fueron retirados de servicio y enviados para su eliminación después de que terminara su período de almacenamiento garantizado en 2001.





Misil ASAT (Proyecto Ishim)

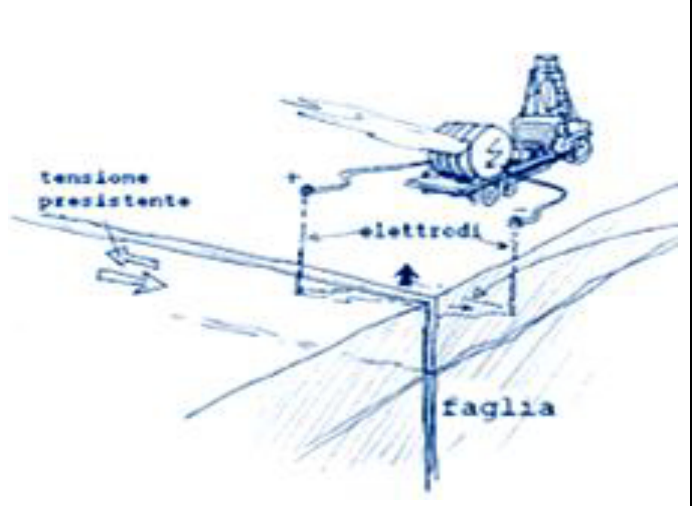
El Proyecto Ishim se basaba en la investigación y el desarrollo llevados a cabo por la URSS a finales de la década de 1980 como parte de un sistema anti satelital que utilizaría varios misiles lanzados desde el aire, la oficina de diseño soviética Mikoyan convirtió en 1987 dos cazas MiG-31 en portamisiles y los designó como MiG-31D, el segundo prototipo MiG-31D fue probado fuera de Moscú durante varios años, aunque el misil nunca pasó de la etapa experimental.



Como estaba previsto, el Proyecto Ishim incluiría dos aviones MiG-31, un misil de 3 etapas y un avión de vigilancia Ilyushin Il-76MD Midas; el MiG-31 ascendería a una altitud de 15000 a 18000 m, volaría 600 Km hacia un punto predeterminado y lanzaría el misil alcanzando los 2230 Km/h; el sistema podría colocar cargas útiles de 160 Kg en órbitas de 120 Km de altura y 60 Kg en órbitas de 300 Km de altura.

Generador Magnetohidrodinámico **Pamir**

En la década de 1970, la empresa Soyuz, en combinación con el Instituto Kurchatov, puso a punto generadores magnetohidrodinámicos capaces de producir potencias eléctricas elevadas por medio del plasma procedente de la combustión de bloques de propergol, se utilizarían para efectuar sondeos de la corteza terrestre con fines de prospección geológica y de estudio de terremotos, también proporcionaron una alimentación de seguridad que permitía que las instalaciones de defensa antimisiles funcionasen durante un corto espacio de tiempo en el momento de un ataque; en el marco de la SDI, estos generadores podían permitir el bombeo de un láser de electrones libres o un arma de haz de partículas; habían construido un enorme generador de impulsos denominado Pamir que podía transportarse en un camión, variante del generador Sajarov (MK-1), con compresión de flujo; este generador, también llamado generador Pavloski, utilizaba cañones electromagnéticos, con un explosivo químico que interactuaba con un potente solenoide (en el régimen de alto número magnético de Reynolds), permitiendo que fuertes corrientes eléctricas circularan por el suelo; el electro generador móvil Pamir-SU, con una potencia de 15 MW y 20 tn de peso, podía suministrar energía láser a largo plazo y UHF a los diversos sistemas de armas; podía ser utilizado en la Tierra, como en el espacio.





El dispositivo se presentó oficialmente como un sistema para analizar la situación del suelo midiendo la conductividad eléctrica a largas distancias y a grandes profundidades; un sistema de este tipo no sólo podría estudiar la situación pre sísmica de la zona, sino que también, con una energía considerable podría desencadenar un terremoto.

Finalmente, en 1976, Estados Unidos y la URSS renunciaron a las guerras ambientales como la creación de terremotos, tsunamis, destrucción del equilibrio ecológico de una región, modificaciones atmosféricas (nubes, precipitaciones, ciclones y huracanes) y modificaciones climáticas, corrientes oceánicas, capa de ozono o la ionosfera, mediante la firma de la Convención sobre la prohibición del uso de técnicas de modificación del medio ambiente con fines militares u otros fines hostiles.

En el momento del desmantelamiento de la URSS, algunos de los responsables del programa decidieron vendérselo a Estados Unidos; como su investigación estaba inconclusa, el Pentágono se negó a pagar; en 1995, cuando Rusia era gobernada por Boris Yeltsin, la USAF reclutó a los investigadores y su laboratorio en Nini Novgorod; allí construyeron una máquina mucho más potente denominada Pamir-3, que fue probada con éxito; luego, el Pentágono adquirió el personal como también el equipo y los transportó a Estados Unidos, donde fueron integrados al programa High Frequency Advanced Auroral Research Project (HAARP).

Bombas sísmicas

El ejército soviético estudió la guerra geofísica, la devastación de Estados Unidos y Canadá se habría logrado gracias a las bombas sísmicas (bombas termonucleares que habrían explotado bajo tierra); en la década de 1960, los sismólogos soviéticos se dieron cuenta de que, cada vez que realizaban una explosión subterránea, se producía un terremoto en los días siguientes y sintiéndose a veces a cientos de Km de distancia.

Inicialmente se dudaba de que existiera una relación entre las explosiones termonucleares subterráneas y los terremotos de los días siguientes, pero quedó demostrado que incluso las explosiones de baja intensidad provocaban terremotos hasta a una distancia de 1600 Km del epicentro.

La URSS explotó 32 bombas nucleares subterráneas en el polígono de pruebas de Semipalatinsk para estudiar sus efectos; a principios de la década de 1980, los militares geólogos concibieron un proyecto para crear bombas muy potentes, capaces de provocar violentos empujes sobre las placas tectónicas; los terremotos nunca se producirían inmediatamente después de las explosiones, sino que muchos días después; sin embargo, sería muy difícil dirigir los efectos contra un objetivo determinado; debido a planes que fueron descubiertos en 1988, se cree que los soviéticos, si hubieran logrado, de esta manera empujar la placa del Pacífico, podrían haber destruido Japón; por supuesto, que este tipo de revelaciones impulsó a algunos países a investigar si las explosiones nucleares subterráneas (hoy monitoreadas por los sismógrafos del mundo) provocarían posteriormente terremotos en su territorio.

El primer túnel soviético para una prueba nuclear sería excavado en 1961 dentro de un acantilado, tenía 380 m de largo y 125 m de profundidad; una vez finalizados los trabajos de perforación, el túnel se convirtió en una cámara de pruebas y hasta ella sería transportada por medio de ferrocarril la cabeza nuclear; una explosión podría aumentar la presión dentro de la cámara a varios millones de atmósferas; para evitarlo, se colocaron tres defensas adicionales en los túneles para que los restos no llegaran a la superficie, la primera estaba formada por un muro de hormigón y un relleno de piedra triturada de 40 m de longitud, más abajo se instalaría un tubo para que una corriente de neutrones y radiación γ pudiera llegar a los sensores de los dispositivos que monitoreaban el desarrollo de la reacción en cadena; la siguiente defensa estaba hecha de cuñas de hormigón de 30 m de largo, y la última tenía 10 m de largo y estaba ubicada a 200 m del epicentro de la explosión (los científicos llevarían a cabo la explosión mientras estaban en un refugio antiaéreo a 5 Km de distancia).


Polígono de Semipalatinsk

Radar espacial Almaz

Desde la década de 1970 la oficina de diseño Chelomey desarrolló un radar espacial de apertura sintética basado en la estación orbital Almaz que estaba destinado a realizar estudios de vigilancia independientemente de la hora del día o de las condiciones climáticas y con una resolución medida en metros, podía competir con los satélites de vigilancia y reconocimiento fotográfico.

El primer radar espacial Almaz fue entregado al Cosmódromo de Baikonur en julio de 1981, pero en diciembre el Ministro de Defensa, prohibió su lanzamiento y ordenó el cese de todos los trabajos; el programa se reanudaría a finales de 1984 y el primer prototipo de vuelo se perdió debido al accidente del cohete Proton el 29-11-1986; el siguiente lanzamiento fue el 25-07-1987, el satélite, denominado Cosmos-1870, fue puesto en órbita a una altitud de unos 260 Km con una inclinación de 71,9°; con una vista lateral para cubrir territorios hasta 78° de latitud, y llevaba 1350 Kg de combustible a bordo que le permitieron permanecer en una órbita tan baja durante 2 años, ajustándola en promedio cada 10-12 días, el radar, con una potencia de pulso de 190 kW proporcionó imágenes con una resolución de 25 a 30 m; tenía capacidad de identificar la estructura del fondo y las corrientes internas a profundidades de hasta 200 m a partir del patrón de olas de la superficie del mar pudiendo detectar submarinos; la transmisión de datos en tiempo real aún no se había resuelto y el localizador trabajaba una media de 10 min/órbita, registrando sólo el 20% de la información.

El 31-03-1991 sería lanzado otro radar espacial Almaz, considerado preoperacional, se suponía que la resolución terrestre aumentaría a 15 m y la transmisión de información a la Tierra se realizaría tanto directamente, como también a través de dos satélites geoestacionarios, sin embargo, este radar fue anunciado como un dispositivo polivalente para la teledetección, y al establecerse la distribución comercial en el extranjero de sus imágenes de radar, abandonaría el uso del sistema en tareas de reconocimiento.



Arma plasmática

En 1981, Rimili Avramenko, constructor principal en el Instituto de Investigación Científica de Radio, había planteado una patente sobre las diferencias entre las propiedades aerodinámicas de un cuerpo que se desplaza en un plasma frío y las del mismo cuerpo desplazándose en una atmósfera neutra; afirmaba que su sistema se podía crear a partir de las tecnologías existentes.

En cierto sentido, se utilizaría la energía de los objetos que se desplazan por la alta atmósfera, misiles o aviones y se trataría de concentrar la radiación de una batería de emisores terrestres de microondas (incluso de láseres), no sobre el blanco mismo, sino en la atmósfera situada por delante de su trayectoria, se ionizaría esta zona, que perturbaría completamente la aerodinámica del vuelo, modificando la trayectoria del objeto y destruyéndolo a causa de una sobrecarga considerable; Avramenko llamaría plasmoide a esta zona ionizada por delante del blanco.

En 1993, en la vísperas de la cumbre ruso-norteamericana de Vancouver, Boris Yeltsin iba a proponer al presidente Clinton que Estados Unidos y Rusia experimentaran conjuntamente un arma plasmática destinada a destruir misiles que estaría situado un primer conjunto de emisores en el atolón de Kwajalein, mientras que el segundo estaría en un portaaviones de Rusia; la prueba se basaría en enfocar haces de energía electromagnética producida por radiación de microondas o láser hacia las capas superiores de la atmósfera, a una altitud de hasta 50 Km, donde se formaría una nube de aire altamente ionizado; al entrar en él un avión o un misil, se desviaría de su trayectoria y se desintegraría en respuesta a las enormes sobrecargas debido a la brusca diferencia de presión entre la superficie y el interior del cuerpo volador.

El Instituto de Investigación de Construcción de Instrumentos de Radio, desarrolló el arma de plasma capaz de destruir un objetivo a altitudes de hasta 50 Km, los ingenieros y científicos del instituto, en colaboración con el Instituto Nacional de Investigación de Física Experimental, el Instituto Central de Aerohidrodinámica y el Instituto Central de Investigación de Construcción de Máquinas, prepararon el concepto del experimento internacional Doverie para probar el arma de plasma en el polígono de pruebas Kwajalein en el Océano Pacífico junto con Estados Unidos; Rusia proporcionaría una parte de los equipos; Estados Unidos la electrónica y la informática, luego del anuncio de esta noticia, fueron numerosas las reacciones en los medios científicos; finalmente, el equipo de Yeltsin no asumió el riesgo de presentar el proyecto.

Armas de haz de partículas

Desde finales de la década de 1960, los soviéticos participaron en investigaciones para explorar la viabilidad de armas espaciales que utilizarían haces de partículas, un arma capaz de destruir físicamente propulsores de misiles o ojivas probablemente requeriría varios años adicionales de investigación y desarrollo.

Todavía no está claro si las armas terrestres de rayos de partículas cargadas son factibles, es decir, si el rayo se propagará en la atmósfera. Sin embargo, un arma de haz de partículas neutras basada en el espacio no se vería afectada por la atmósfera ni por el campo magnético terrestre.

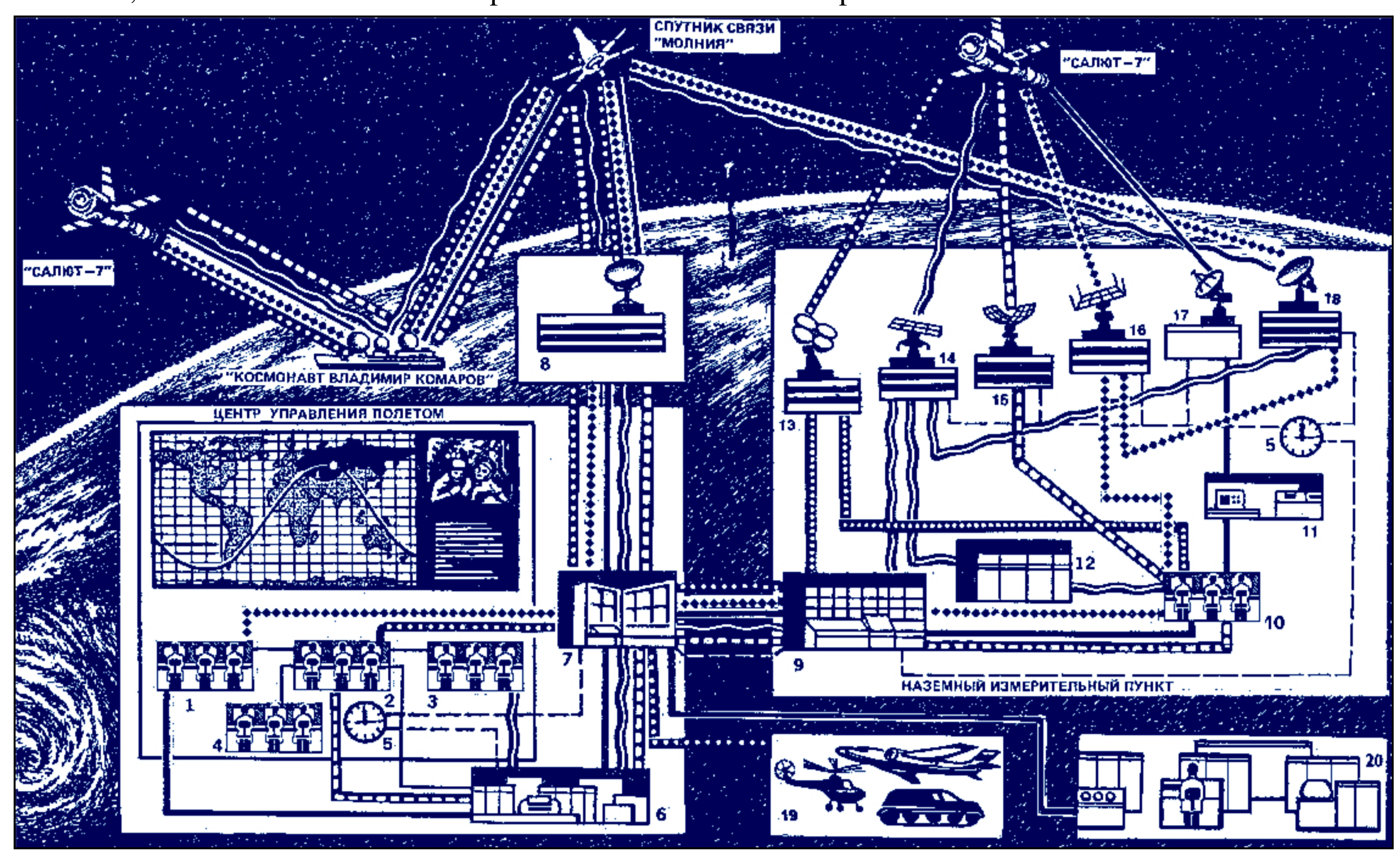
Los esfuerzos soviéticos en materia de haces de partículas, y en particular en fuentes de iones y aceleradores cuadrupolares de radiofrecuencia para haces de partículas fueron muy impresionantes, gran parte de los estudios estadounidenses sobre cómo los rayos de partículas podrían convertirse en armas defensivas prácticas se basa en el trabajo soviético realizado a finales de la década de 1960 y principios de la década de 1970.

Estaciones de Detección, Seguimiento y Reconocimiento

Complejo de Comando y Medición (CMC)

La composición y los principios básicos de la construcción de los CMC fueron desarrollados por científicos soviéticos a mediados de la década de 1950 siguiendo las instrucciones de Sergeii Korolev, en sus inicios el complejo permitía monitorear y controlar naves espaciales individualmente; a medida que aumentó la intensidad de los lanzamientos, los programas de vuelo se volvieron más complejos y surgieron sistemas espaciales mas especializados, el CMC crecería técnica y organizativamente, incrementándose el número de puntos de mando y medición en tierra.

Para aumentar la confiabilidad y continuidad del monitoreo y control de las naves espaciales, se crearon puntos flotantes de comando y medición en buques de investigación de la Academia de Ciencias de la URSS; para ampliar la zona de visibilidad de radio de los puntos estacionarios, el CMC se reabasteció con puntos de medición ubicados en aviones y se crearon centros de control de vuelo para diversos tipos de naves espaciales equipadas con modernas tecnologías y medios de comunicación, varios centros de control de vuelo y un centro de coordinación e informática, todos ellos interconectados por líneas de comunicación por radio.



1-Grupo balístico; 2 y 10-Grupo de control; 3-Grupo de análisis y diagnóstico del estado de los sistemas de las naves espaciales; 4-Grupo médico; 5-Servicio de horario uniforme; 6-Complejo de información e informática; 7 y 9-Centro de Comunicaciones; 8 y18-Estación de comunicaciones satelitales; 11-Grupo balístico computarizado 12-Grupo de procesamiento de información telemétrica; 13-Estación de radiocomunicaciones con los astronautas 14-Estación de recepción de información telemétrica de naves espaciales; 15-Estación de transmisión de comandos a naves espaciales; 16-Estación de recepción de información de TV; 17-Estación de medición de trayectoria; 19-Complejo de búsqueda y evacuación; 20-Centros de procesamiento de información.

El principal órgano de gestión es el Centro de Coordinación e Informática (CCI) que evalúa la situación espacial en general, coordina el trabajo de los Centros de Control de Vuelo, los servicios e instalaciones de las naves espaciales y garantiza la interacción con los cosmódromos y organizaciones involucradas en la implementación de un programa de vuelo específico; el Centro de Control de Vuelo sería el cuerpo principal del sistema de control automatizado de naves espaciales; aquí trabajaban especialistas para gestionar todo el proceso de control de su movimiento, funcionamiento y cumplimiento de la tarea objetivo.

Toda la estructura organizativa y técnica del CCI tenía como objetivo cumplir un conjunto de tareas como el control de vuelos espaciales, trayectoria y telemetría, recepción de información científica (aplicada), comunicación por radio con los astronautas (todos estos problemas se resolvían mediante enlaces de radio y el vuelo de las naves espaciales se controlaba mediante comandos de radio), en la mayoría de los casos, estos comandos se transmitían previamente al CMC desde el Centro de Control mediante telegrama o vía telégrafo. Sin embargo, no se excluía su transmisión a un satélite, que solía corresponder a situaciones de emergencia.

Los comandos de radiocontrol se dividían en dos grupos; el primero incluía comandos de control de movimiento y el segundo, aquellos relacionados con el funcionamiento de dispositivos, unidades y sistemas del satélite, la ejecución de comandos podía ser directa (modo de recepción) o según un programa, donde los comandos se enviaban primero al dispositivo de tiempo de software integrado, se almacenaba y su ejecución se producía en el momento calculado; los programas y comandos de control se transmitían mediante estaciones de comando por radio instaladas en el CMC; cada estación tenía un control remoto para emitir comandos, un dispositivo de tiempo de programa para emitir comandos y programas automáticamente, equipos para codificar información de los comandos, un transmisor de radio y una antena.

Antes de comenzar a controlar el funcionamiento del satélite, era necesario conocer los parámetros de su órbita, que se determina mediante estaciones de control de trayectoria; después del preprocesamiento, los datos de medición se codifican y se envían al centro de control; los resultados de los cálculos informáticos (parámetros orbitales) se utilizaban para controlar y planificar el trabajo con un satélite determinado.

Las estaciones de monitoreo de telemetría de ingeniería de radio proporcionaban información sobre el estado de los sistemas a bordo, sus modos de funcionamiento, características, etc.; al igual que con el control por radio de la órbita, la información telemétrica era necesaria para controlar el vuelo de los satélites, y para calcular trayectorias, el objetivo final de los lanzamientos espaciales es obtener información, prácticamente no hay diferencia en la tecnología de transmisión de información científica (aplicada) y telemétrica; su diferencia radica únicamente en el hecho de que se utilizan puntos de recepción especiales para recibir información científica (aplicada).

La información de telemetría proviene de sensores ubicados a bordo del satélite, las señales generadas por los sensores se codifican y se transmiten a la Tierra; una estación de telemetría terrestre estaba provista de equipos de receptores de radio, decodificación, registro, análisis y visualización de información de señales; los resultados del análisis se enviaban a través de canales de comunicación al centro de control.

Con la ayuda de computadoras, se desarrollaron e implementaron programas para el control automatizado de sistemas de radio; procesando la información proveniente de la nave espacial y controlando su transmisión al centro de control; toda la información que entraba y salía del panel de control debía estar vinculada a un solo tiempo; el guardián de la hora exacta en el punto es un generador de referencia, y las señales generadas por él formaban una escala de tiempo local altamente estable; dado que el funcionamiento de todos los equipos estaba ligado a este tiempo, las etiquetas del generador de referencia requerían de una verificación que se llevaba a cabo periódicamente utilizando estaciones de radio especiales que transmiten señales horarias precisas.

Complejo Radar Krug

Constaba de 12 complejos estratégicos de reconocimiento electrónico, 8 estaciones de radiogoniometría ubicadas en el territorio de la URSS y 4 estaciones de radiointerceptación y reconocimiento electrónico extranjeras ubicadas en Ulan Bator (Mongolia), Rangún (Birmania), Cam Ranh (Vietnam), y Lourdes (Cuba).

La construcción de las instalaciones principales duró de 1951 a 1953, los elementos de la antena representan una plataforma en forma de círculo, con un diámetro de 300 m, a lo largo del perímetro se instalaron elementos recubiertos con cromo u otro metal resistente a la corrosión, en medio del círculo se encuentra un edificio con salas para equipos de recepción y transmisión, constaba de 2 círculos concéntricos de 120 antenas de 10 m de altura cada una; el trabajo del radiogoniómetro consistía en determinar la dirección de donde provenía la señal de radio; las antenas, ubicadas uniformemente en el anillo de 120 m, no recibían la señal frontal al mismo tiempo, pero un dispositivo en el edificio ubicado en el centro del campo de antena, comparaba estas señales y determinaba la dirección prioritaria, una dirección no era suficiente para determinar la posición del objeto, por lo que utilizaba una triangulación con diferentes antenas ubicadas a una cierta distancia.

Los primeros trabajos sobre sistemas de conjuntos de antenas dispuestas circularmente (CDAA) fueron realizados por el centro de investigación y desarrollo de inteligencia de señales de la marina alemana a principios de la II Guerra Mundial; fue durante este tiempo que el sistema CDAA recibió el nombre de Wullenweber (los técnicos navales alemanes en un programa secreto de investigación y desarrollo diseñaron y construyeron la antena original; después de la guerra, la estructura original fue destruida según los términos negociados en la Conferencia de Potsdam); los soviéticos se apropiaron de parte de la tecnología CDAA alemana y desplegaron 30 complejos CDAA durante el período de posguerra.



Las ondas de radio de alta frecuencia (HF) eran el sistema de telecomunicaciones más común antes de principios de la década de 1960 (una señal de Alta Frecuencia (HF) en realidad se considera parte de la Banda de Baja Frecuencia, que incluye Frecuencia Extremadamente Baja (ELF), Muy Baja Frecuencia (VLF), Baja Frecuencia (LF), así como Alta Frecuencia (HF); los mensajes transmitidos en frecuencias más bajas viajan largas distancias ya que rebotan en la ionosfera y caen en lugares alejados de los lugares de transmisión y recepción, por el contrario, los datos enviados a frecuencias más altas se filtran a través de la ionosfera y salen al espacio exterior).

Los transmisores y receptores de HF eran especialmente populares entre los militares y para las comunicaciones diplomáticas, son útiles para este tipo de comunicaciones debido a su capacidad de rebotar en la ionosfera, la región superior de la atmósfera terrestre que comienza a unas 50 millas sobre su superficie. Esto significa que pueden transmitirse a receptores que se encuentran sobre el horizonte, detrás de la curvatura de la Tierra desde el emisor. Una potente señal de HF tiene la capacidad de viajar alrededor de todo el planeta para ser recibida, lo que la convierte en una buena opción para iniciativas globales y también la hace extremadamente vulnerable a la interceptación, otro nombre para la radio de HF (que opera entre las frecuencias de 2310 KHz y 30 MHz es la Onda Corta (SW), esto se debe a que existe una relación inversa entre frecuencia y longitud de onda; las altas frecuencias están asociadas con longitudes de onda cortas.

Los conjuntos de anillos circulares logran patrones de radiación satisfactorios en sólo un rango de frecuencia, en la mayoría de los casos, se requieren al menos dos conjuntos de anillos para brindar incluso la cobertura más mínima en el rango de frecuencia de 2 a 30 MHz; las perturbaciones ionosféricas, como la propagación por trayectos múltiples, suelen generar importantes errores de orientación en el espectro de ondas decamétricas que son difíciles de resolver con los métodos convencionales de un solo lóbulo.

El conjunto Krug se podía adaptar para realizar una variedad de funciones, era el único sistema soviético HF de gran apertura; considerados los mejores de su tipo, las instalaciones tenían una antena de 1 Km de diámetro, había varios tipos diferentes de CDAA soviéticas, Rusia aplicó el término Krug a todos los CDAA, pero el uso occidental del término se refiere sólo a los conjuntos muy grandes de 200 a 300 m de diámetro con una pantalla vertical de unos 105 m de diámetro rodeada por 40 torres de antena; los soviéticos también construyeron un CDAA genérico más pequeño de 8 antenas, sistema que se implementó en la URSS y los países del Pacto de Varsovia; finalmente la tecnología se vendió a China



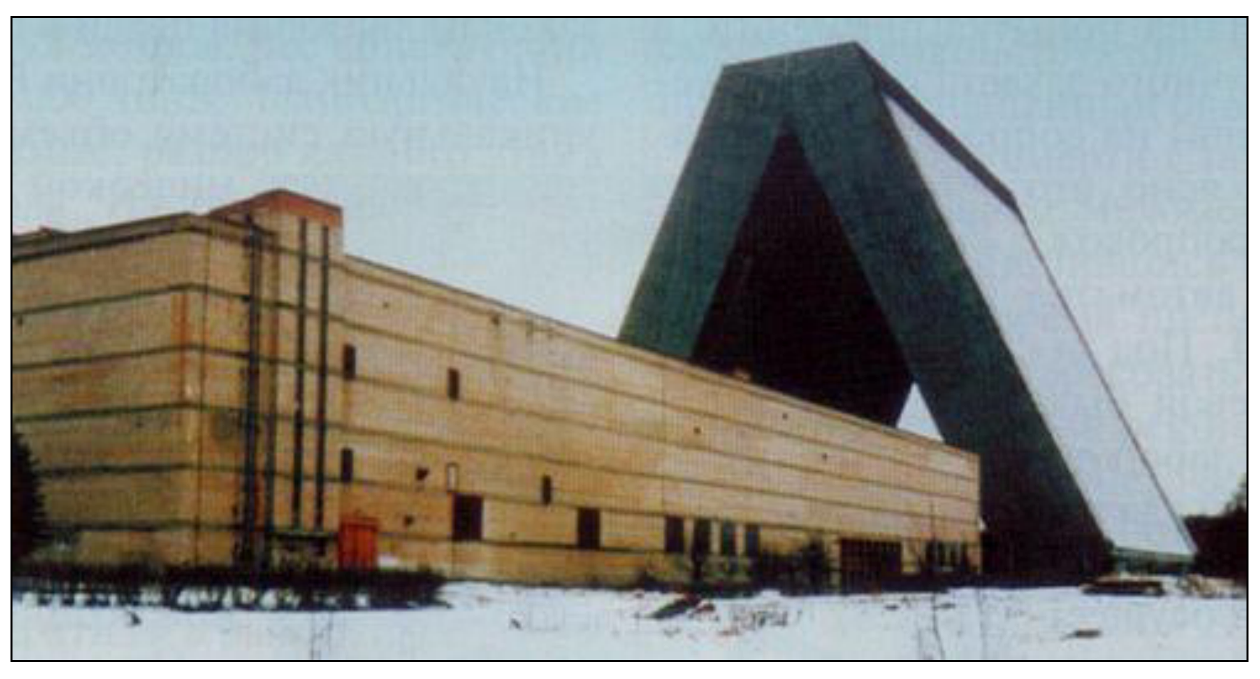
Complejo Radar Dunay

Dunay-1 era un prototipo de radar de onda continua, a finales de 1955 se llevaron a cabo pruebas en la región de Moscú.

Dunay-2 era un radar de detección de objetivos balísticos que formaba parte del sistema experimental de defensa antimisiles; fue desarrollado por el Instituto de Investigaciones de Radio de Largo Alcance; la estación estaba compuesta por antenas transmisoras y receptoras distribuidas localmente a 1 Km de distancia entre si, equipos transmisores y receptores, una estación de computación y dispositivos auxiliares, la potencia del transmisor era de unos 100 kW y el alcance máximo de detección del objetivo se determinó en 1200 Km; el 6-08-1958 realizó la primera detección de un misil balístico R-5 a una distancia superior a 1000 Km, y el 4-03-1961 obtuvo la primera interceptación de misiles balísticos en el mundo como parte de un sistema de defensa antimisiles.

Dunay-3 era un radar de detección de largo alcance que formaba parte del sistema de defensa antimisiles A-35; una evolución de la estación Dunay-2, y se construyeron dos unidades radiotécnicas, compuestas cada una por dos radares sectoriales.





Dunay-3M es la primera estación del tipo Dunay-3, construida en la región de Moscú en la primera mitad de la década de 1960, y se puso en prueba desde 1968, después de una importante modernización, la estación estuvo operativa en 1978 como parte del sistema de defensa antimisiles A-35M.

La estación constaba de antenas de recepción y transmisión separadas por una distancia de 2,5 Km; el complejo de transmisión incluía dos estaciones de 300 m de longitud y 30 m de altura de transmisión combinadas en un edificio, con equipos tecnológicos y dirigidos en direcciones opuestas; la potencia de transmisión de cada estación era de unos 3 MW.

Las direcciones de observación eran hacia el N y el S, con una ligera desviación hacia el E y el O, el complejo receptor constaba de dos antenas combinadas, realizadas en forma de una estructura separada (100 x 100 m), ubicadas en un plano paralelo a las antenas del complejo transmisor, y un edificio con equipos para procesar la señal recibida, en el mismo edificio se encontraban el centro de cómputo y el puesto de mando del sistema A-35.

El alcance de la estación Dunay-3M era de 2500 Km, el equipo informático ubicado en la estación analizaba la información de radar recibida, detectaba automáticamente objetivos balísticos y, cuando estos últimos fueran identificados, proporcionaba la designación y distribución de objetivos a los sistemas de disparo del sistema A-35.

Dunay-3U era una estación de detección de largo alcance para el sistema de defensa antimisiles A-35M, y fue construida en el S de la región de Moscú; durante el desarrollo y creación de la estación se tuvo en cuenta la experiencia en el diseño y operación de la estación Dunay-3M y se aplicaron una serie de nuevas soluciones técnicas, asociadas con importantes avances técnicos en el campo de la electrónica que se produjeron a lo largo de los años haciendo posible aumentar el alcance y la precisión de la estación,

Estructuralmente, el complejo era similar a las estaciones Dunay-3M, y las diferencias externas sería el diseño modificado de las antenas (un diseño diferente de la lente que forma la matriz en fase) y su ubicación; a diferencia de las antenas Dunay-3M combinadas y estrictamente opuestas, en la nueva estación estarían separadas por unos 150 m y girado varios grados; los equipos nuevos y más compactos permitieron reducir significativamente el volumen requerido y se introdujo un sistema automático para controlar el funcionamiento y la capacidad de servicio de los sistemas complejos.

Dunay-3U constaba de dos sitios separados por 2,7 Km; cada uno compuesto de dos radares, uno orientado al O y el otro al E; los radares del sitio S (Sitio-1) se utilizaron para transmitir señales de radar y los del sitio N (Sitio-2) para captar señales de radar reflejadas; los radares orientados hacia el O (SRLS-61) vigilaban posibles ataques con misiles desde Europa occidental y los radares orientados hacia el E (SRLS-62) se utilizaban principalmente para rastrear lanzamientos espaciales y de misiles desde Kapustin Yar y Baikonur.

Los radares Dunay-3U también se utilizaron para monitorear satélites hasta altitudes de 3500 Km; las ventajas sobre otros radares de alerta temprana de misiles (Dnepr y Daryal) eran que operaban en el rango UHF en lugar de VHF, lo que les permitía ver objetos más pequeños (15-40 cm), también tenían un campo de visión más amplio.

Tanto el radar SRLS-61 como el SRLS-62 entraron en funcionamiento en 1978; los radares SRLS-61 orientados hacia el O todavía funcionan en la actualidad; los radares SRLS-62 orientados hacia el E fueron dados de baja en 1998, probablemente porque la función de seguimiento de misiles y cohetes ya no se consideraba una prioridad, años más tarde, se decidió transformar los radares de transmisión y recepción SRLS-62 en radares dedicados al seguimiento espacial.

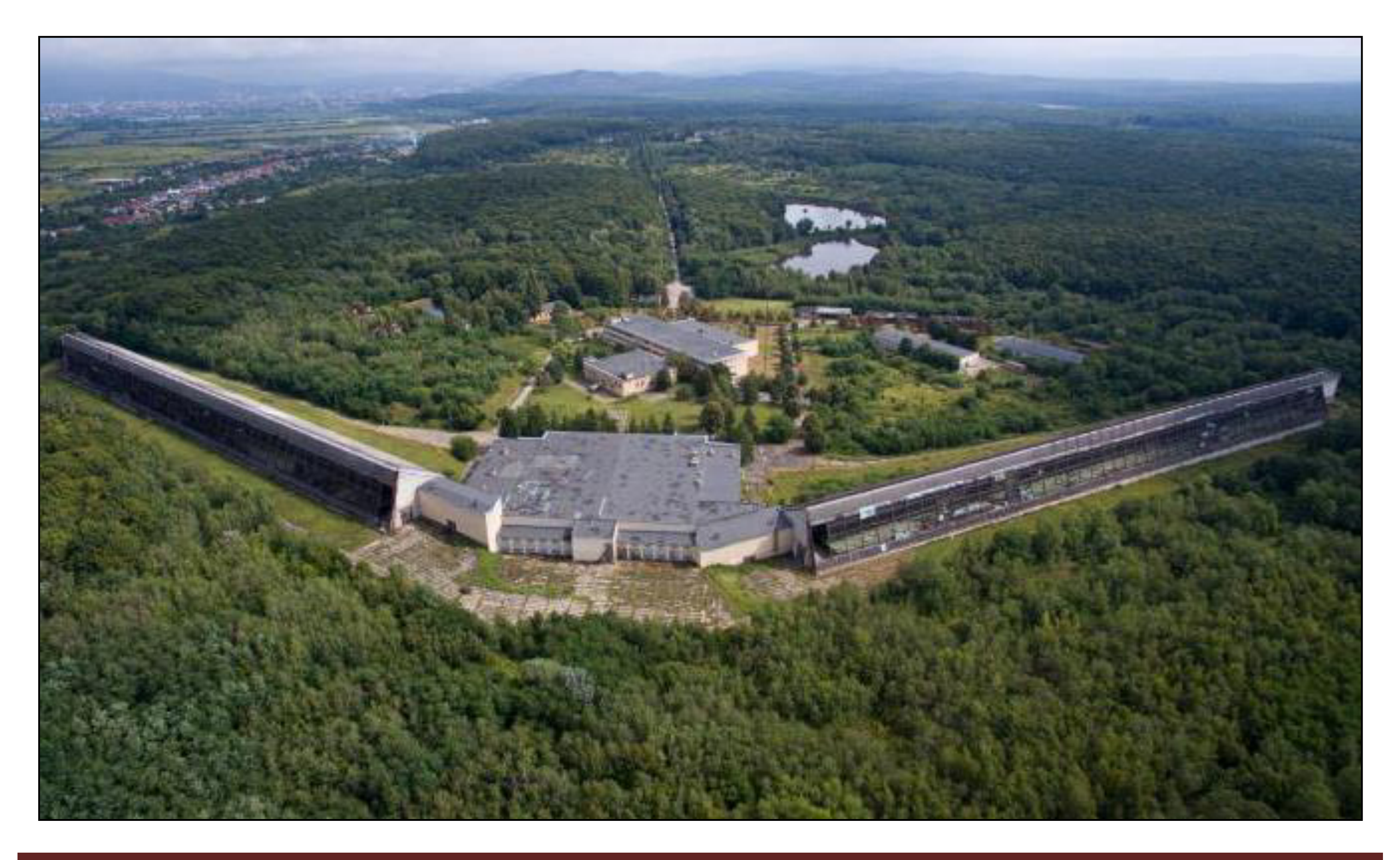


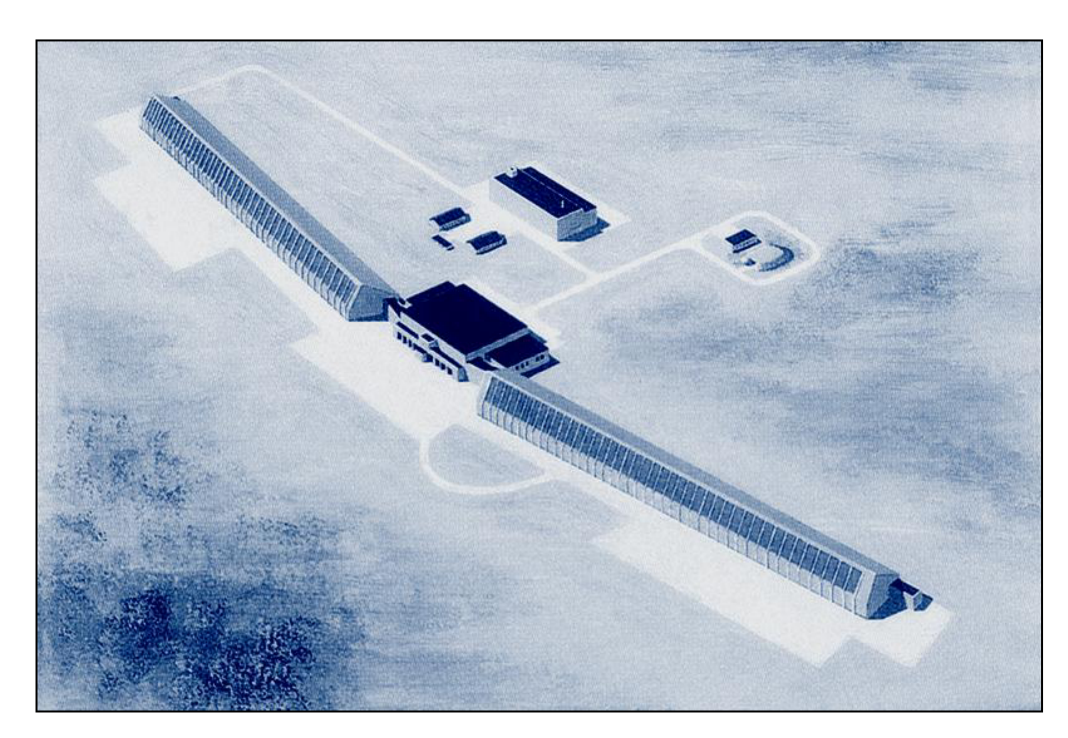
Complejo Radar Dnepr

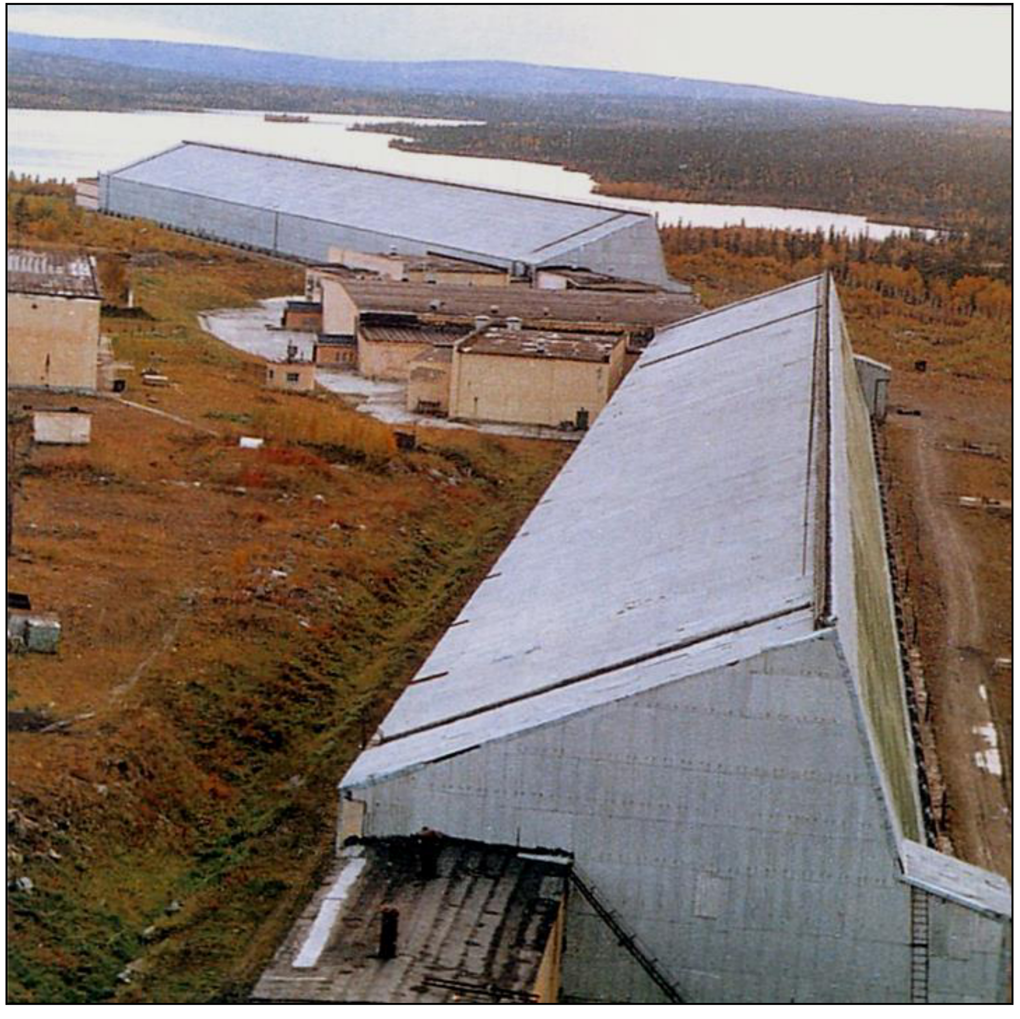
El radar Dnepr, conocido como Hen House, son la primera generación de radares de la URSS de vigilancia espacial y alerta temprana; a partir de la década de 1960 se construyeron 6 radares de este tipo para proporcionar advertencias de misiles balísticos en caso de ataques desde diferentes direcciones, fueron los principales radares soviéticos de alerta temprana durante gran parte de la posterior Guerra Fría; surgió de un trabajo sobre defensa contra misiles balísticos denominado Sistema A y fue instalado en el polígono de pruebas de Sary Shagan; el trabajo en el sistema fue dirigido por la oficina de diseño KB-1 y se propuso utilizar el radar TsSO-P.

El radar TsSO-P fue seleccionado para un mayor desarrollo, junto con el radar Dunay-2; tenía una antena de bocina de 250 m de largo y 15 m de alto, una matriz con una estructura acanalada abierta y utilizaba pulsos de 200 microsegundos, se diseñaron métodos de hardware para el procesamiento de señales, ya que la computadora M-4 prevista no podía funcionar; fue construido en el área 8 de Sary Shagan y detectó un objeto por primera vez el 17-09-1961, el radar participó en las pruebas nucleares soviéticas de 1961 y 1962 sobre el campo de pruebas de Sary Shagan para examinar los efectos de explosiones nucleares a gran altitud; fue eficaz en el seguimiento de satélites y elegido como radar del programa antisatélites IS, tenía un alcance de diseño de 1500 Km y podía detectar y rastrear automáticamente y simultáneamente varios objetos con un área de dispersión efectiva de aprox. 1 m.

El radar TsSO-P resultó ser eficaz en el seguimiento de satélites y, sobre su base, se creó el radar Dniéster que estaba compuesto por dos alas de radar TsSO-P unidas por un edificio de dos pisos que contenía un sistema informático conjunto y un puesto de mando, cada ala del radar cubría un sector de 30° con un haz de exploración de 0,5°; los sistemas de radar se dispusieron para crear una barrera en forma de abanico, dos estaban orientados hacia el O y dos hacia el E.







La construcción en los dos sitios comenzó entre 1962 y 1963 con mejoras en el modelo de prueba TsSO-P que transmitía a las unidades desplegadas, tenían una computadora M4-2M con semiconductores, aunque el resto del radar usaba tubos de vacío, los sistemas de radar se completaron a finales de 1966 y se utilizó el radar Dnepr para las pruebas; en 1968, el satélite objetivo DS-P1-Yu se utilizaría para probar la capacidad del sistema y los radares Dnepr serían aceptados para el servicio por las Fuerzas de Defensa Aérea Soviéticas en 1967, pasando a formar parte de la Red de Vigilancia Espacial.

La computadora M4-2M fue creada en la fábrica electromecánica de Zagorst en 1965 y fue utilizada hasta la década de 1990, contaba con una velocidad de 220000 operaciones/seg. con programas almacenados en la ROM o 110000 operaciones/seg cuando los programas y constantes se guardaban en la RAM principal; la capacidad de este último variaba en diferentes configuraciones de 4096 a 16784 palabras con una longitud de 29 bits cada una; la capacidad de la ROM era de 4096 palabras de instrucción de 29 bits más 4096 palabras de constantes de la misma longitud a 3992 palabras de instrucción y 8192 constantes.

Al intercambiar datos con un objeto controlado, el rendimiento de E/S fue de 6256 números de 14 bits/s o 3125 números de 29 bits/s; la ROM, al igual que la RAM, usaban núcleos de ferrita y tenía una longitud de palabra doble de 2 x 29 bits; los comandos de 29 bits y las constantes de 29 bits (operandos inmediatos) se leían desde una dirección (dirección de comando); dos operandos de la memoria, incluido un número y una constante, podían usarse en aritmética o en cualquier otra operación durante un ciclo; en operaciones aritméticas era posible utilizar no sólo operandos leídos en la memoria, sino también los resultados de operaciones anteriores.

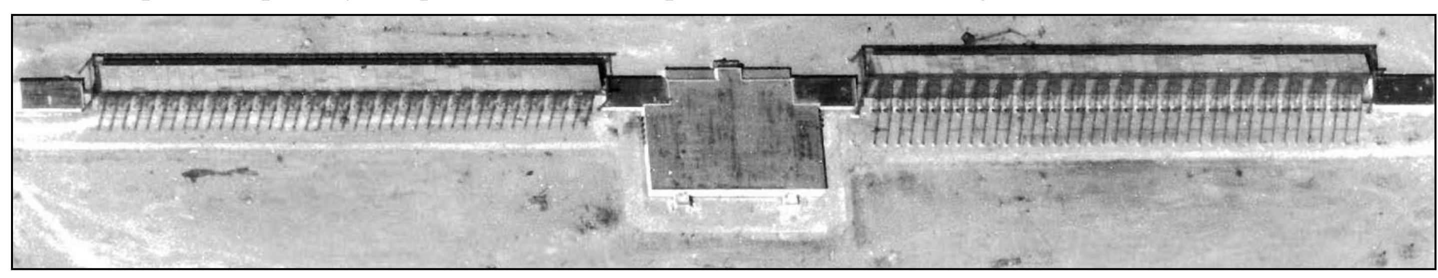
Las operaciones aritméticas se llevaron a cabo con operandos de coma flotante, donde se asignó 1 bit al signo numérico, 8 bits al exponente numérico y 20 bits a la parte significativa; el conjunto de instrucciones de la máquina permitió operaciones con resultados más precisos utilizando piezas significativas de 40 bits; la M4-2M, al ser una máquina de control especializada que operaba en tiempo real, estaba equipada con un sofisticado sistema de interrupción externo que soportaba 12 interrupciones activas y 12 interrupciones pasivas de fuentes externas (señales de un objeto controlado), la computadora tenía un tiempo de respuesta muy corto ante interrupciones activas; una transición a un programa de interrupción duraba sólo 2 o 3 ciclos de máquina.



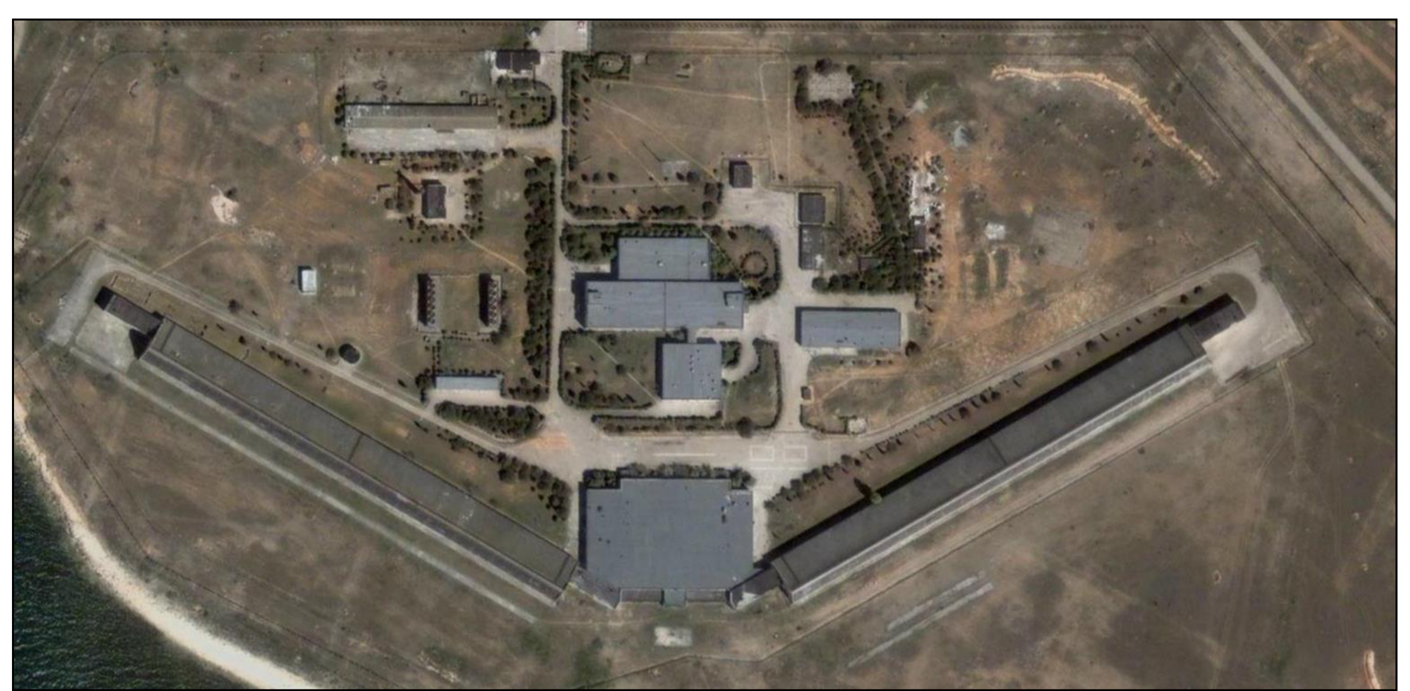
Paralelamente a la implementación de las unidades de vigilancia espacial Dnepr, se estaba desarrollando una versión modificada, el radar Dnepr-M, para que actuara como radar de alerta temprana e identificar ataques con misiles ICBM; el primero se completó en 1968, y en 1970, se aceptaron para el servicio los radares y un centro de mando asociado para identificar lanzamientos de misiles desde submarinos de la OTAN en el Mar del Norte.

El radar Dnepr-M incluyó muchas mejoras con respecto a las versiones anteriores, como un aumento en la longitud del pulso de 200 a 800 microsegundos, aumentando la gama de objetos identificados, mayor cantidad de semiconductores y muchos otros cambios de escaneo y procesamiento.

Se construyó una versión de este radar en el sitio de pruebas de Sary Shagan y se lo denominó TsSO-PM; después de completar las pruebas en 1965, se decidió actualizar los nodos 1 y 2 de los dos sitios del sistema operativo a Dnepr-M, manteniendo los nodos 3 y 4 como Dnepr; estos radares permanecieron como radares de vigilancia espacial que escaneaban entre +10 y +90°, en comparación con el escaneo entre +10 y +30° de los radares de advertencia de misiles; en 1971 se pondría formalmente operativa una red de vigilancia espacial de 4 radares Dnepr, 4 Dnepr-M, y dos puestos de mando que en la actualidad se siguen usando.



Cada conjunto de radar Dnepr es una antena de bocina sectorial doble de 250 m de largo por 12 m de ancho, tiene dos filas de radiadores ranurados dentro de dos guías de ondas; en cada extremo de los dos conjuntos, hay un conjunto de equipos de transmisión y recepción; emite una señal que cubre un sector de 30° de acimut y 30° de elevación, con el escaneo controlado por frecuencia; cuatro conjuntos significan que el radar cubre 120° en azimut y 30° en elevación, posteriormente se reduciría la antena de bocina de 20 a 14 m de altura y la adición de un filtro polarizador.



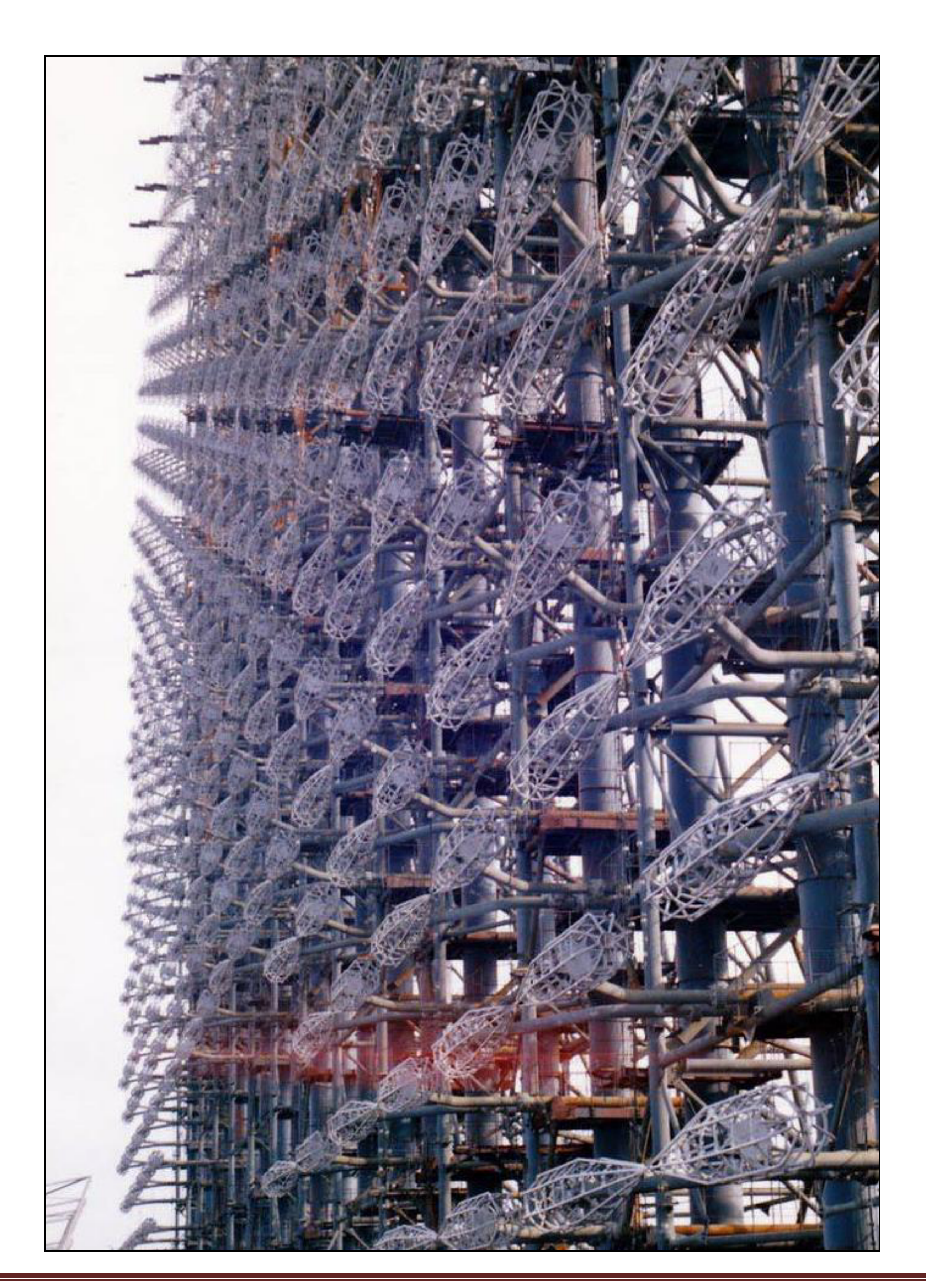
Radar Duga-1

El primer prototipo del radar Duga comenzó a operar cerca de Nikolayev al comienzo de la década de 1970, la estación demostró su desempeño al registrar el inicio de los misiles ICBM soviéticos del Lejano Oriente y el Océano Pacífico; después de evaluar los resultados de la operación de prueba, se decidió construir dos radares más en el horizonte de este tipo, uno en las cercanías de Chernobyl y el otro cerca de Komsomolsk-on-Amur; estas estaciones tenían la intención de pre-detectar el lanzamiento de ICBM desde Estados Unidos; en condiciones favorables, estas estaciones podían observar objetivos aéreos a gran altitud, y registrar el despegue masivo de los bombarderos estratégicos estadounidenses, pero principalmente se diseñaron para detectar el plasma formado durante el funcionamiento de los motores de misiles ICBM en grandes cantidades.

El radar Duga-1 (Chernóbil) se puso en funcionamiento en el año 1985, la proximidad a las central nuclear aseguró un suministro de energía confiable, más tarde, el accidente de la central nuclear de Chernóbil causó un desmantelamiento apresurado del radar debido a la contaminación por radiación del área; como una antena no podía cubrir la Banda de frecuencia de trabajo de 3,26 a 17,54 MHz, todo el rango se dividía en dos subbandas, y también hubo dos arreglos de antenas; la antena de alta frecuencia tiene una altura de hasta 100 m en, su longitud es de 230 m; las antenas de radar se basan en el principio de un conjunto de antenas en fase, el transmisor se ubicó en 60 Km desde las antenas receptoras; su transmisor comenzaría a bloquear las frecuencias de radio y las frecuencias destinadas a la operación de los servicios de control de aviación, posteriormente, el radar sería modificado y recibiría una actualización para cubrir una Banda de frecuencia de 5 a 28 MHz.

Luego del accidente de Chernóbil la estación fue suspendida, ya que el nivel de radiación existente en el lugar haría imposible su operación y se desmantelaron los principales componentes electrónicos de radio, trasladándolos al Lejano Oriente.





Complejo Radio Óptico Krona

El complejo Krona está ubicado a 2200 msnm en el Monte Chapal;, allí se ubican las instalaciones ópticas del sistema, donde el ambiente es más limpio y donde hay muchas más noches con cielo despejado y sin nubes que en la llanura, a pocos Km se encuentran los equipos de radar; el complejo esta compuesto por un radar; centro de mando y computación, y un localizador láser-óptico (LIDAR) diseñado para la detección de objetos espaciales, determinar sus parámetros de trayectoria, obtener imágenes ópticas permitiendo determinar la apariencia y parámetros de movimiento alrededor del centro de masa, determinar y catalogar por medio de las características reflectantes un objeto espacial en las gamas de dm (Canal A) que incluye un conjunto de antenas transmisoras y receptoras con barrido electrónico de haces y una apertura de 20x20 m; cm (Canal H) que incluye un sistema transceptor que consta de 5 antenas parabólicas giratorias, que funcionan según el principio de un interferómetro, gracias al cual los elementos de la órbita de un objeto espacial se miden con mucha precisión y longitudes de onda óptica, reconocimiento del objeto, identificación de su nacionalidad, finalidad y características técnicas, su área de cobertura es de 3500 Km.

El instrumento principal, un fotómetro láser/telescópico de apertura de 1,3 m con un parasol direccional, está ubicado en uno de los edificios en una torre con una cúpula que se abre durante su funcionamiento; la estructura con el telescopio fue diseñada y construida en la época soviética y quedaría abandonada debido a problemas económicos, Rusia completaría su construcción, y en el año 2000 el complejo sería puesto parcialmente operativo; a partir de 2005, su operatividad es completa.



El sistema activo de iluminación y alcance láser se complementa con dos sistemas ópticos pasivos disponibles solo durante horas nocturnas limitadas: un telescopio FOV estrecho de 1,3 m de apertura con óptica adaptativa para imágenes de alta resolución de satélites LEO y un telescopio FOV amplio de 0,4 m de apertura para detectar el reflejo del sol en naves espaciales a una distancia de hasta 40000 km para un objetivo de 10 cm.



Las nuevas naves espaciales se detectan de forma autónoma a medida que pasan por encima, se comparan con un catálogo de objetos conocidos y, si está justificado, se caracterizan ópticamente en cuanto a las características reflectantes, movimiento, propósito, etc. y se catalogan; la potencia informática fue proporcionada originalmente por una computadora Elbrus-2 (basada en la arquitectura Burroughs B-5000, acercándose en capacidad a la supercomputadora Cray Research X-MP).

En 2007, estaba previsto que el complejo Krona fuera actualizado con un sistema de radar de imágenes, empleando un radar de apertura sintética inversa (ISAR); en 2022 el complejo Krona se estaba actualizando para proporcionar una capacidad de deslumbramiento láser contra satélites de reconocimiento.

Complejo Electro Óptico Okno II

En agosto de 1959 se encontró un globo dorado que no contenía nada más que una película expuesta, era una cápsula de un satélite espía experimental de Estados Unidos; un informe presentado por el entonces presidente de la KGB, decía que Estados Unidos había decidido intensificar su proyecto para el desarrollo de satélites para fotografiar la Tierra desde el espacio (en 1960, Estados Unidos obtendría a través de este proyecto, fotografías de grandes áreas de la URSS, incluida una base secreta de bombarderos).

Poco después, la Oficina de Diseño Nº 52 recibió el encargo de desarrollar un sistema para derribar satélites y llevó a la idea de realizar un seguimiento global del espacio para determinar la posición y la velocidad de los mismos; al principio, este seguimiento se realizaba en puestos de reconocimiento óptico de las Tropas de Defensa Aérea con el uso de primitivos telescopios de mano, posteriormente, al Instituto Central de Investigación Nº 45 del Ministerio de Defensa de la URSS se le ocurrió la idea del sistema electro óptico Okno para el seguimiento automático de objetos en órbita geoestacionaria, y el desarrollo se confió a la empresa KMZ.

A mediados de la década de 1960, KMZ produjo el sistema astronómico de alta precisión VAU, el primero capaz de monitorear y calcular parámetros de satélites geoestacionarios (todavía se lo utiliza en la vigilancia espacial y astronomía; es considerado uno de los mejores; su distancia focal es de 70 cm, su diámetro del espejo principal es de 107 cm y el rango de detección es de hasta 36000 Km).

La primera prueba del sistema se realizaría a finales de 1969 en el Observatorio de Zvenigorod, pero nunca se materializó porque no había noches sin nubes en la región de Moscú, entonces se sugirió que KMZ debería crear un laboratorio experimental en el Centro Astrofísico de Byurakan, Armenia.

A mediados de la década de 1970, Estados Unidos desplegaría su sistema satelital Navstar a una altura de 20000 Km, habilitando a Estados Unidos a enviar rápidamente sus fuerzas a cualquier zona del mundo; mientras tanto, los sistemas de vigilancia espacial soviética no podían monitorear el espacio por encima de los 5000 Km por lo que en 1974 se decidió dar luz verde al proyecto Okno, el servicio de inteligencia lanzaría una operación especial para comprar en el exterior los tubos de TV de alta sensibilidad necesarios para el proyecto; finalmente la prueba experimental sería aceptada en 1979 y se inició la construcción de un sistema operativo en KMZ.

Perteneciente a las Fuerzas Espaciales de Rusia, las 10 estaciones del Complejo Okno-II para la observación de objetos espaciales están ubicadas cerca de la ciudad de Nurek, a una altitud de 2200 msnm, en las montañas Sanglok, el clima en esta zona montañosa es claro casi todo el año, ideal para observar el Universo; no existen otros lugares como este en ningún lugar del planeta (en el sentido de que no se pueden establecer puntos de control de vuelo para satélites y cohetes en todas partes), -Estados Unidos posee tres estaciones de seguimiento similares ubicadas a lo largo del ecuador, pero allí el número de días despejados al año es mucho menor-; la información sobre los objetos se transmite al complejo Okno II, que la procesa y la envía para su posterior análisis a Noginsk, cerca de Moscú.

La construcción tomaría más de 10 años; el telescopio automático del proyecto pesa casi 15 tn; los mecanismos de pivote fueron encargados a la Oficina de Diseño de Construcción de Maquinaria Especial, que desarrolló un sistema único basado no en bandas de rodamientos de bolas sino en una capa de aceite de 100 micrones suministrada bajo una presión de 70 atm.

En 1990 se comenzaría con las pruebas y puesta en servicio de las instalaciones; en 1991, Tayikistán proclamaría su independencia, estallando una guerra civil en 1993, por lo que las obras se suspenderían hasta 1996.



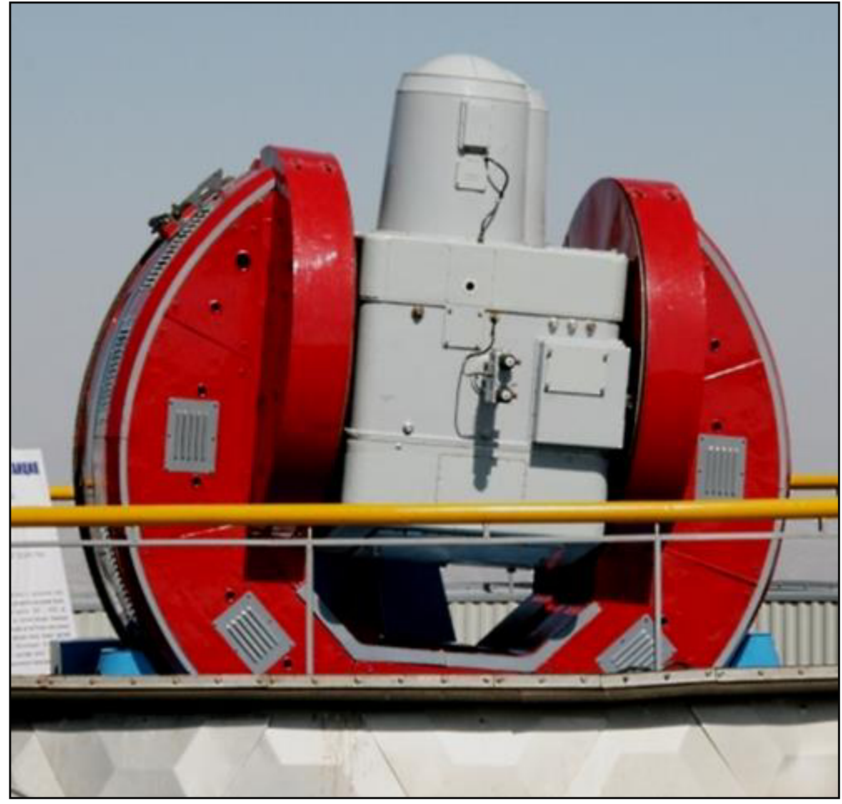
Cuando terminó la Guerra Fría, Rusia ya no se interesaría en completar la instalación (que estaba ahora en el extranjero). Sin embargo, en 1996, los diseñadores y el personal del Instituto N° 45 produjeron un informe que decía que el sistema estaba listo en un 90 %; en 1998 se cambiarían los anticuados sistemas informáticos por otros nuevos, y en 1999, el complejo Okno II sería puesto en servicio de combate experimental, y todos los procesos serían automatizados.

El complejo Okno II tiene dos tipos de estaciones, para detección y seguimiento, sus características técnicas son: rango espectral de trabajo: visible; área de cobertura: 0-360° en azimut, 20-90° en elevación; diámetro del espejo principal:1 m; rango de altitudes de trabajo: hasta 40000 Km; tipo de detección: automática; cada uno de los potentes telescopios del Complejo Okno II está cubierto por una cúpula de 25 m de diámetro de metal cubierto con una placa especial de espuma y aluminio para reflejar los rayos del Sol.

Cada telescopio monitorea un cierto rango de alturas de entre 2000 y 40000 Km; el sistema monitorea todo el espacio cercano a la zona ecuatorial y Rusia; cataloga todos los objetos espaciales, incluso pequeños fragmentos de desechos espaciales, y también puede utilizarse en el Sistema Internacional para la Protección Terrestre de Objetos Espaciales Peligrosos, planificados bajo los auspicios de la ONU; la detección se realiza en modo pasivo y se basa en el reflejo de los rayos del Sol en la superficie de los objetos espaciales, lo que le permite consumir una pequeña cantidad de energía; el papel del Complejo es particularmente importante en situaciones de emergencia, pérdida de comunicación con una nave espacial o un mal funcionamiento en los sistemas de telecomunicaciones a bordo.

El complejo pasó a ser propiedad de la Federación Rusa desde 2004, cuando, por un acuerdo con Tayikistán, los terrenos en los que está ubicado fueron transferidos en régimen de arrendamiento por un período de 50 años con prórroga automática por períodos posteriores de 10 años.





Complejo Radar Don-2N

El Complejo Radar Don-2N fue desarrollado en el Instituto de Ingeniería de Radio de la Academia de Ciencias de la URSS; en 1968, se publicó un diseño preliminar de la estación; en 1969 se comenzó el desarrollo del diseño preliminar del radar para un sistema de defensa antimisiles de Moscú; el proyecto incluía características al límite de sus capacidades (la base de elementos de esa época no permitía resolver el problema de detectar y rastrear con precisión objetivos balísticos complejos a una distancia de 1500-2000 Km), el procesamiento de señales digitales requería un rendimiento muy grande para aquellos tiempos y simultáneamente con el trabajo de creación de la estación, se trabajó en una computadora especial.

En 1973, se publicó el diseño preliminar del radar Don-2N, teniendo el aspecto de una pirámide trunca; entre 1974 y 1976 se mejoraron los métodos de procesamiento de señales digitales; en 1978 se inició la construcción de la estación que constaba de más de 1000 unidades de equipos en gabinete, cientos de miles de emisores en fase con sus correspondientes estructuras especiales; en 1980 se iniciaron los trabajos de instalación y puesta en servicio de equipos; en 1989, la estación fue puesta en servicio y en 1996 entró en servicio de combate como parte del sistema antimisil A-135 y para el control del espacio ultraterrestre de Rusia y de los países de la Commonwealth, detección y seguimiento de ataques con misiles balísticos, y guiado de misiles interceptores.

Como capacidad técnica permite detectar pequeñas ojivas de misiles balísticos en la frontera de los mares del Norte y Barents con un tiempo de aviso de unos 8-9 min., rastrear con gran precisión en modo automático hasta 100 elementos de objetivos balísticos que vuelen a gran velocidad, seleccionar ojivas en el contexto de todo un conjunto de medios para superar la defensa antimisiles (señuelos, reflectores dipolo, estaciones de interferencia activa), en cooperación con el Centro de Mando y Control, garantiza el guiado de hasta 20 misiles interceptores de corto alcance y 16 misiles interceptores de largo alcance, posee una alta inmunidad al ruido, alta selectividad de frecuencia y un patrón de radiación de antena estrecho, amplio rango de frecuencia, compensadores automáticos de interferencia, posibilidad de reducir la sensibilidad en la dirección de las fuentes de interferencia y el uso de estructuras especiales de señales de sondeo; adaptación a la situación táctica cambiando los modos, velocidades y límites de los elementos de servicio de objetivos balísticos; alta precisión en medición de los parámetros de la trayectoria del objetivo, canales separados para 5 mediciones de las coordenadas del objetivo; capacidad de detectar objetivos sutiles; alto contenido de información de señales y un alto grado de automatización.









Noticias

Contenidos astronómicos educativos

Por medio del canal de la plataforma Youtube que posee la Sociedad Lunar Argentina, podrá disfrutar de una gran cantidad de videos relacionados a la astronáutica y astronomía.

Paseo por la Luna Creciente https://www.youtube.com/watch?v=TNfw6CUSNBc

Paseo por Mare frigoris https://www.youtube.com/watch?v=wYcWnqpf_Dw

Paseo por Mare Crisium https://www.youtube.com/watch?v=3GNlaPnyVwY

Paseo por la Luna Creciente (4° noche) https://www.youtube.com/watch?v=__j5waKDY9A

El misterio de Reiner Gamma https://www.youtube.com/watch?v=zv-xX4nv8i4

Fenómenos Lunares Transitorios (FLT) https://www.youtube.com/watch?v=yPMU1OFPd8w

Estudio científico de los FLT https://www.youtube.com/watch?v=UO8UFoQen7E

Selenografía https://www.youtube.com/watch?v=Ydq6eYM7OMQ

Observación amateur de la Luna https://www.youtube.com/watch?v=ttCN_hWf8R4

Observación lunar por aficionados (Dial Radio/TV) https://www.youtube.com/watch?v=LeGtfCrefTs

Artemis 1, la reconquista de la Luna https://www.youtube.com/watch?v=MNAExx9N0JQ

Rovertito, un proyecto lunar argentino https://www.youtube.com/watch?v=F_7MRfraM7E

Bases lunares 1, historia y perpectivas https://www.youtube.com/watch?v=rELeiz6pimw

Bases lunares 2, desafíos de la vida en la Luna https://www.youtube.com/watch?v=u_A53QQwbzs

Bases lunares 3, Colonización https://www.youtube.com/watch?v=1-ne2WBy2uE

50 años de Apollo 15 https://www.youtube.com/watch?v=UvpEzgOqyAY

Novedades en la Luna, Luna 25 y Chandrayaan 3 https://www.youtube.com/watch?v=c5TXPi-lVDI

Observación lunar en directo https://www.youtube.com/watch?v=g71m43tjmKg

Zonas brillantes de corta duración en el amanecer lunar
https://www.youtube.com/watch?v=_MCrm4wmTM0&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=3

Cráteres con rayos brillantes (en Luna llena) https://www.youtube.com/watch?v=-5KqLI2mrsc&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=15

Observación amateur de Dorsa lunares
https://www.youtube.com/watch?v=48aa9257olY&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=16

Mercurio y su observación
https://www.youtube.com/watch?v=Tn3IvAQmYEo&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh

Exploración del planeta Venus
https://www.youtube.com/watch?v=7nFz-iCDLJo&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=14

Cometas, viajeros del espacio-tiempo 1
https://www.youtube.com/watch?v=NPr_xj2a3oY&list=PLTC9b72fieqXJNSKUPpy4SV-9LHnPjtUw&index=2

Cometas, viajeros del espacio-tiempo 2
https://www.youtube.com/watch?v=xihQ0ZWJ17w&list=PLTC9b72fieqXJNSKUPpy4SV-9LHnPjtUw&index=3

Cometas, viajeros del espacio-tiempo 3
https://www.youtube.com/watch?v=bNENP7xArkM&list=PLTC9b72fieqXJNSKUPpy4SV-9LHnPjtUw&index=4

Cometas, magnitud visual y fotométrica
https://www.youtube.com/watch?v=SFeJIS7VChA&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=4

Observación de meteoros, las Áridas
https://www.youtube.com/watch?v=optq4-pkXYo&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=17

Trapecio Austral, observando desde Mar del Plata, Argentina
https://www.youtube.com/watch?v=CfjDPcxpVYE&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=5

Cohetería en el aula
https://www.youtube.com/watch?v=K-pEeY6T_AQ&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=6

Fuentes de información y fotos vertidas en esta publicación

Clark P., Jane's Space Directory 1997-98.

Google Earth

Global Security

Space Skyrocket

Tarasenko M., Aspectos militares de la cosmonáutica soviética, 1992.


CAPSULA ESPACIAL REVISTA DIGITAL
capsula-espacial.blogspot.com
CAPSULA ESPACIAL
capsula-espacial.blogspot.com